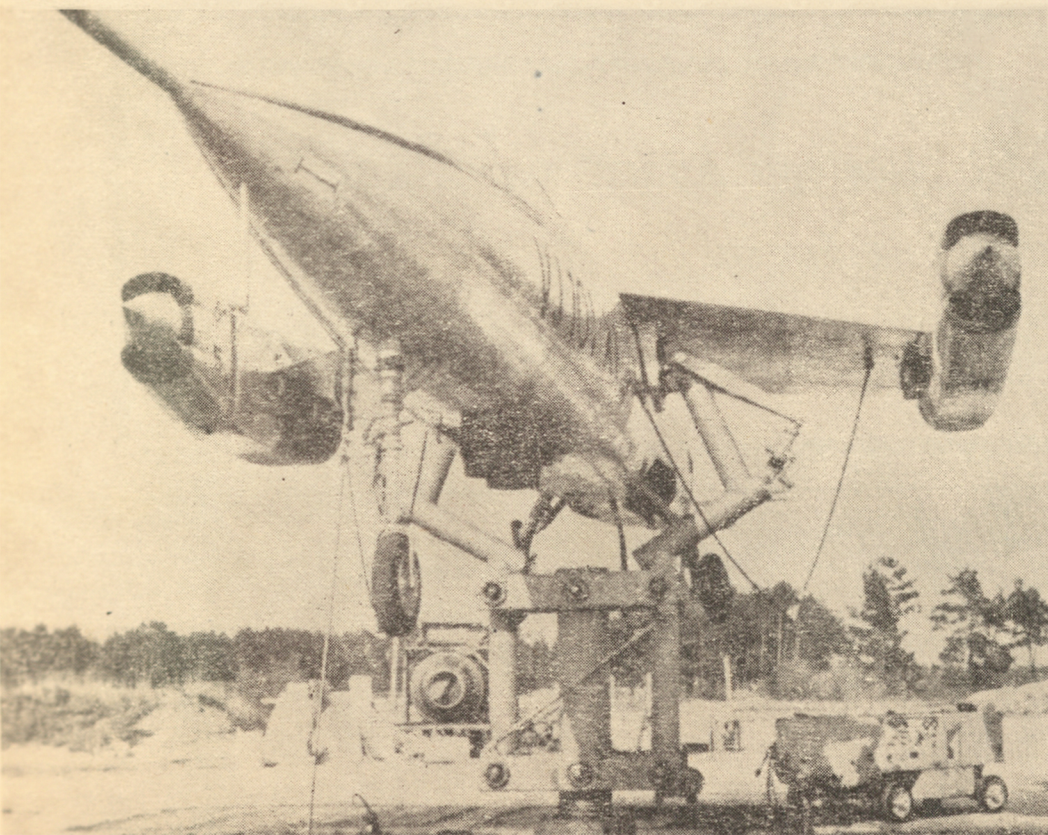


TECHNIKA LOTNICZA



12

1963

WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOT

POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ“

Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych

Stopy z głównym składnikiem tytanem

Zebrał i opracował mgr inż. A. Ciszewski i mgr inż. T. Radomski

(dokończenie)

W bieżącym zeszycie podano dalszy ciąg danych technicznych dotyczących żarowytrzymałych stopów z głównym składnikiem tytanem (według źródeł amerykańskich i angielskich).
W kolejnej tabeli 6 podano skład chemiczny i własności mechaniczne przemysłowych gatunków tytanu produkowanych w USA

i Anglii, w tabeli 7 — te same dane dotyczące stopów tytanu produkowanych w USA.

Tabele 8 i 9 zawierają własności fizyczne i własności mechaniczne w podwyższonych temperaturach omawianych stopów.

TREŚĆ ZESZYTU

	str.
E. ŻMIHORSKI — Konstrukcje przekładkowe w lotnictwie, cz. III	325
S. SZCZECIŃSKI, M. ŁYŻWIŃSKI — Konstrukcja dopalaczy turbinowych silników odrzutowych	331
R. SOB CZAK — Farnborough 1962 (dokończenie)	338
J. ANIOŁA, J. BAZAN, W. ZAPAŁOWICZ, J. MADEJ — Wyciskanie i walcowanie łopatek sprężarkowych	345
T. RAJPERT — Pomiar i analiza hałasu i wibracji dźwiękowej, cz. III	350
Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa	355
Pomoce Konstruktorskie Techniki Lotniczej — A. CISZEWSKI, T. RADOMSKI: Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych — Stopy z głównym składnikiem tytanem, cz. VI, II, III i IV str. okł.	



Nasza okładka
Próba na statywie doświadczalnego samolotu pionowego startu VJ101C.

CONTENTS

	page
E. ŻMIHORSKI — The sandwich structures in aviation, part III	325
S. SZCZECIŃSKI, M. ŁYŻWIŃSKI — The design of the re-heat systems for the turbojet engines	331
R. SOB CZAK — The Farnborough show 1962 (end)	338
J. ANIOŁA, J. BAZAN, W. ZAPAŁOWICZ, J. MADEJ — The extrusion and rolling of the compressor blades	345
T. RAJPERT — The measurement and analysis of the noise and acoustic vibration, part III	350
Aviation Documentation Review	355
The designer's data sheets — A. CISZEWSKI, T. RADOMSKI: The materials used in aviation structures — The titanium based alloys, part IV on cover	

СОДЕРЖАНИЕ

	Стр.
Е. ЗМИХОРСКИ — Конструкции с прослойками в авиации, часть III	325
С. ШЧЕЧИНСКИ, М. ЛЫЖВИНСКИ — Конструкция форсажного устройства газотурбинных реактивных двигателей	331
Р. СОБЧАК — Farnborough 1962 (окончание)	338
В. Я. АНИОЛА, Я. БАЗАН, В. ЗАПАЛОВИЧ, Я. МАДЕЙ — Выдавливание и прокатывание компрессорных лопастей	345
Т. РАЙПЕРТ — Измерение и анализ шумов и звуковых вибраций, часть III	350
Документационный обзор авиации	355
Конструкторская пособия Авиационной Техники — А. СИШЕВСКИ, Т. РАДОМСКИ: Материалы применяемые в авиационных конструкциях — Сплавы с главным компонентом — титаном, часть VI, III и IV стр. обл. обложка	

Wesołych Świąt i „Dosiego Roku“ wszystkim
sympatykom lotnictwa życzy

Redakcja

TECHNIKA LOTNICZA — miesięcznik Sekcji Lotniczej Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich
Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT. Redaguje Kolegium: mgr inż. Stefan Sulikowski — redaktor naczelny, Jarosława Beryńska — sekretarz redakcji, mgr inż. Antoni Gołęczyński, mgr inż. Walerian Kordziński, mgr inż. Stanisław Lassota, mgr inż. Wacław Zaremba — redaktorzy działów, Kazimierz Walczyński (red. techniczny).

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

Adres Administracji: Administracja Czasopism Technicznych NOT, Warszawa, ul. Czackiego 3/5, tel. 6-74-61.

Cena pojedynczego zeszytu 12.— zł

Prenumerata roczna 144.— zł

PKO Warszawa, konto 1-9-1216:7 WCT. Zakład kolportażu, Warszawa, ul. Mazowiecka 12.

Półroczna 72.— zł



Mgr inż. E. ŻMIHORSKI

Konstrukcje przekładkowe w lotnictwie

Część III

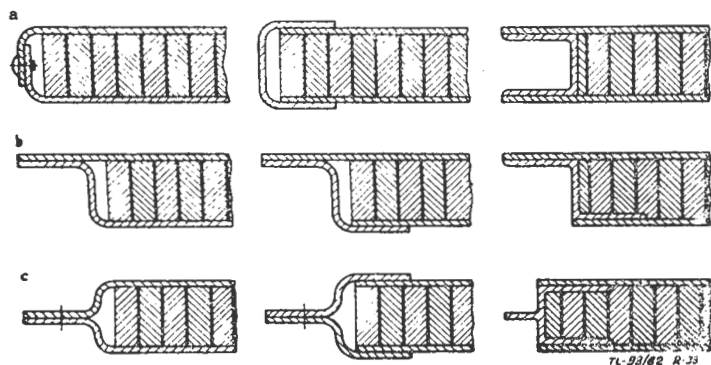
ROZWIĄZANIA KONSTRUKCYJNE, METODY KONTROLI I ZASTOSOWANIE

Przenoszenie obciążeń z konstrukcji przekładkowych lub na konstrukcje przekładkowe z innych elementów konstrukcyjnych stwarza pewne trudności, wynikające już z samej budowy elementów przekładkowych, które są delikatne i wrażliwe na skupione obciążenia. Z tych powodów stosowane są różne wzmocnienia wypełniaczy w tych miejscach, gdzie elementy przekładkowe są łączone (czy to przez połączenie śrubowe, czy nitowane — względnie klejone lub spawane) z innymi elementami konstrukcyjnymi. W miejscach połączeń (np. przez skręcanie lub nitowanie) są wstawiane odpowiedniej wielkości i kształtu wkładki metalowe z drewna lub z tworzyw sztucznych, zabezpieczające przed zgnieceniem lub innym uszkodzeniem delikatnych komórek wypełniacza. Przy łączeniu elementów przekładkowych ze sobą lub łączeniu ich do szkieletu (kadłuba, skrzydeł itp.) stosowane są listwy krawędziowe lub różnego rodzaju wkładki, które przenoszą obciążenia równomiernie na cały przekrój elementu przekładkowego.

Z powyższego wynika, że konstruując elementy przekładkowe należy poświęcić im więcej uwagi, szczególnie na wprowadzenie sił do konstrukcji i połączenie z innymi elementami, gdyż późniejsze ewentualne przeróbki są bardzo utrudnione lub wręcz niemożliwe.

Jednocześnie należy zaznaczyć, że na wykonanie rysunków warsztatowych zużywa się około 50% mniej godzin niż przy konstrukcjach klasycznych.

Obecnie istnieje już wiele opracowanych różnych rozwiązań wzmocnień lokalnych, usztywnień krawędzi elementów przekładkowych i połączeń z innymi elementami. Niektóre z tych rozwiązań przedstawione są na rys. 33. Zastosowanie krawędziowych listew — oprócz zwiększenia sztywności i umożliwienia połączenia z innymi elementami, zapobiega wchłanianiu wilgoci przez wypełniacz, zmniejsza możliwość zanieczyszczeń wypełniacza i uszkodzeń krawędzi przez uderzenia.



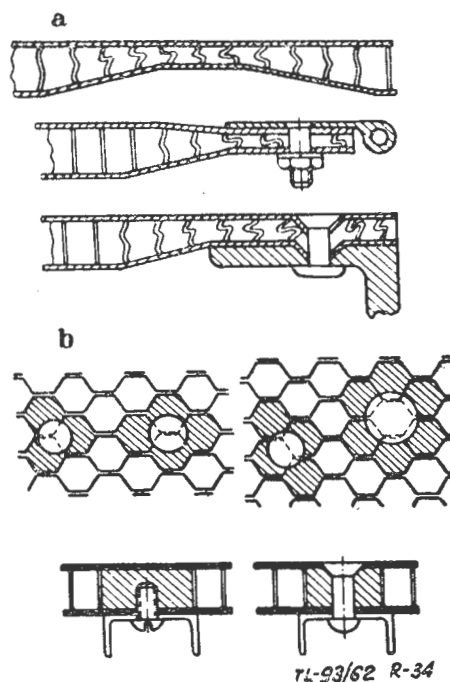
Rys. 33. Wzmocnienia krawędzi elementów przekładkowych

Najprostszym rodzajem listwy krawędziowej jest pełny profil prostokątny, który jest jednak niekorzystny ze względów ciężarowych. W przypadkach, gdy płyty przekładkowe posiadają 4 krawędzie usztywnione pełnymi profilami zachodzi konieczność przewiercenia w listwach małych otworków, prostopadłych do ścian wypełniacza, w celu ułatwienia odprowadzenia części lotnych klejów w czasie klejenia okładzin z wypełniaczem. Otworki te mogą być później uszczelnione tworzywem sztucznym.

W niektórych rozwiązaniach konstrukcyjnych na listwy krawędziowe stosuje się znormalizowane profile wyciskane lub wykonane z blach przez odpowiednie wyginanie.

W przypadkach, gdy nie można zastosować listew krawędziowych stosuje się specjalny preparat wykonany z żywicy epoksydowych, którym wzmacnia się i uszczelnia krawędzie elementów przekładkowych przez wypełnienie tym preparatem kilku rzędów komórek przy krawędziach. Metoda ta umożliwia również lokalne wzmocnienia pod śruby, jak na rys. 34b.

W przypadku, gdy nie jest potrzebna wysoka wytrzymałość krawędzi na skupione naciski, można zastosować wzmocnienie krawędzi pasem komórek wykonanych z grubszej folii lub pasem komórek o większej wytrzymałości. Jednak jest to metoda droga i wymagająca dużej precyzji wykonania.



Rys. 34. Wzmocnienie krawędzi stosowane w konstrukcjach druzgórzednych oraz wzmocnienia pod śruby i nity

Innym rozwiązaniem wzmocnień lokalnych jest wklejanie dodatkowych pasków folii między komórki wypełniacza. Ten rodzaj usztywnienia jest jednak kłopotliwy, gdyż musi być zrobiony w czasie wykonywania wypełniacza.

Do łączenia listew krawędziowych z wypełniaczem oraz do miejscowego wzmocnienia komórek ulowych stosowane są żywice epoksydowe utwardzane na zimno. Przy utwardzaniu w temperaturze około 60 °C czas utwardzania wynosi około 1 godziny.

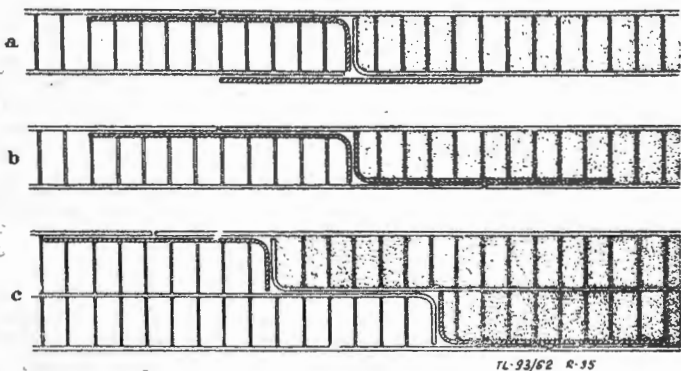
Jednym z poważniejszych zagadnień łączenia konstrukcji przekładkowych są łączenia pokryć kadłubów, skrzydeł, usterzeń, które powinny tworzyć jednolitą gładką całość. Wielkie kadłuby nie mogą być wykonywane jako jednolite bez szwów rury, chociażby ze względu na ograniczone wymiary arkuszy blach. Pokrycia takie składają się z wielu mniejszych elementów, które muszą tworzyć zwartą całość o dostatecznie wysokiej wytrzymałości w miejscach połączeń.

Poza tym w kadłubie jest cały szereg różnych wycięć, jak okna, drzwi, włazy i wzierniki, wokół których muszą być zabudowane obramowania przenoszące obwodowe siły i jednocześnie zabezpieczające szczelność tych zamknięć.

Elementy łączące konstrukcje przekładkowe między sobą lub z innymi elementami powinny znajdować się w przestrzeni między okładzinami lub co najmniej jedna strona i to szczególnie strona stanowiąca powierzchnię zewnętrzną samolotu powinna być bez nakładek, listew czy nierówności.

Najprostszym sposobem połączenia elementów przekładkowych jest odpowiednie wydłużenie okładzin. Rys. 35 przedstawia trzy rozwiązania tego typu:

a) zewnętrzna okładzina jest przedłużona, zaś po stronie wewnętrznej zastosowano nakładkę,



Rys. 35. Łączenie konstrukcji przekładkowych na styk

b) zewnętrzna i wewnętrzna okładzina zostały odpowiednio na przemian przedłużone,

c) połączenia dwóch płyt podwójnych (pięciorazowych) zapewniają przedłużone po obu stronach okładziny i wklejone wewnętrzne wkładki, zapewniają one bardzo dobre związanie obydwóch łączonych elementów, szczególnie podczas działania sił poprzecznych.

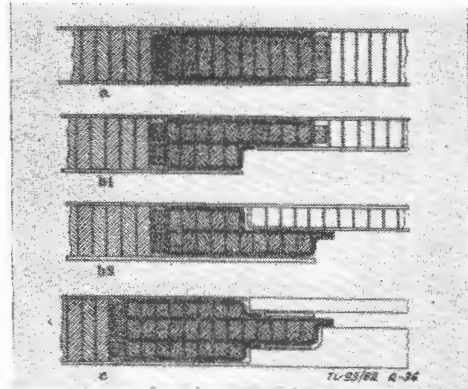
Najodpowiedniejszym połączeniem na styk dwóch płyt przekładkowych jest wkładka wykonana jako konstrukcja przekładkowa wsunięta między pokrycia, o grubości równej warstwie wypełniacza zmniejszonej o dwie grubości warstwy kleju, to jest po około 0,2 mm.

Rys. 36a przedstawia rozwiązanie konstrukcyjne tego typu. Rys. 36b przedstawia połączenie dwóch płyt o równej grubości.

Obramowania dla wzierników pokryw dopasowanych do zewnętrznego obrysu i otwieranych na zewnątrz przedstawia rys. 36c, natomiast obramowanie otworu okiennego rozwiązano przez podwójną wkładkę przekładkową. Wkładka taka może być wykonana z różnych tworzyw zapewniając w ten sposób odpowiednią szczelność i wytrzymałość; pokazana jest ona na rys. 36d.

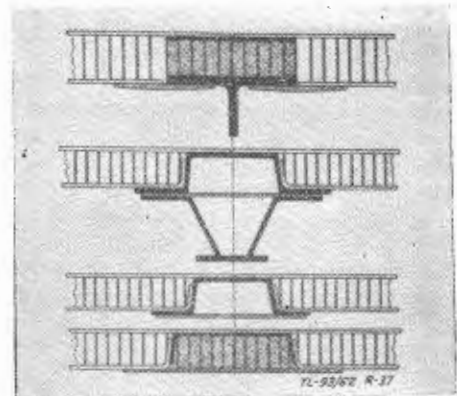
Bardziej skomplikowane połączenie dwóch płyt przekładkowych na styk, z jednoczesnym wzmocnieniem na siły poprzeczne, pokazano na rys. 37. Rozwiązania konstrukcyjne tego typu mają zastosowanie szczególnie na silnie obciążone zębra, główne wręgi, połączenia pokryć z podłogami, zawieszania dźwigni kłap, sterów.

Innym bardzo ważnym zagadnieniem jest związanie ścian kesonów, wykonanych jako konstrukcje przekładkowe tak, aby węzły były dostatecznie sztywne. Rozwiązano to przez stosowanie odpowiednio ukształtowanych listew, do których mocuje się ściany kesonów. Rozwiązania tego typu pokazano



Rys. 36. Połączenia konstrukcji przekładkowych na styk za pomocą wewnętrznych wkładek

no na rysunku 38. Na rys. 39 pokazano przekroje poprzeczne dwóch kesonów, w których zastosowano wyżej omówione naroża.

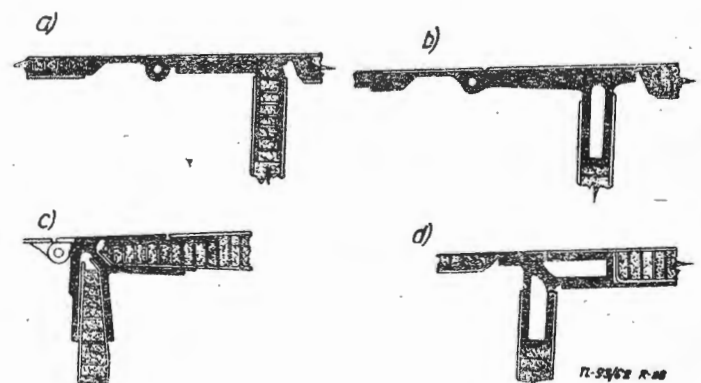


Rys. 37. Łączenie konstrukcji przekładkowych na styk za pomocą specjalnych elementów kształtowych

Przy profilach szczególnie cienkich nie stosuje się płyt przekładkowych, lecz pokrycia zewnętrzne podpierane są od razu wypełniaczem, jak pokazano na rys. 40. Rozwiązania tego rodzaju stosowane są bardzo często w konstrukcjach łopat śmigłowcowych, lotek, usterzeń, kłap, slotów.

W przypadkach konieczności przeprowadzenia jakiegś naprawy uszkodzonego miejsca (jak np. po przestrzeleniu płyt przekładkowych) — wycina się odpowiedni otwór w płytach pokryciowych i w wypełniaczu i wstawia się w to wycięcie odpowiedniej wielkości wypełniacz oklejony pokryciami, jak to przedstawia rys. 41, a następnie nituje się (jeżeli nie ma dostępu stosuje się nitę jednostronną).

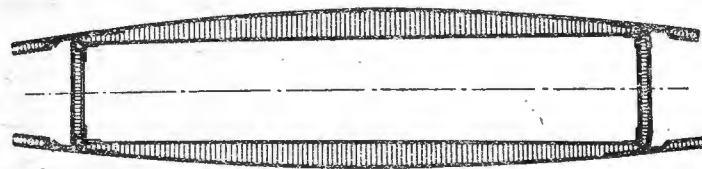
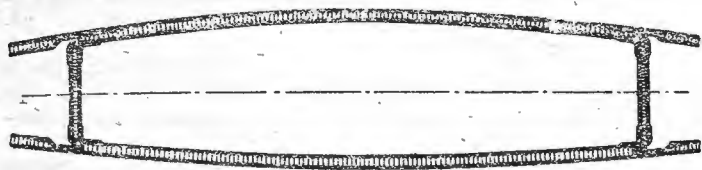
Innym sposobem naprawy uszkodzenia tego typu jest wycięcie odpowiedniego otworu na wylot i w miejsce to wkleja się wypełniacz przyklejając nań odpowiedniej wielkości pokrycie.



Rys. 38. Łączenie konstrukcji przekładkowych w narożach

VI. Kontrola techniczna konstrukcji przekładkowych

Określenie jakości gotowych konstrukcji przekładkowych nie może się opierać tylko na podstawie ostatecznej kontroli. Charakter tej produkcji wymaga prowadzenia stałej kontroli, począwszy od badania odbiorczego materiałów

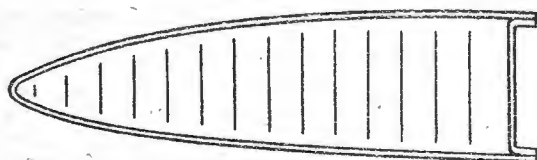


TL-93/62 R-39

Rys. 39. Przekroje poprzeczne kesonów nośnych wykonanych jako konstrukcje przekładkowe

wyjściowych, poprzez stałą bieżącą kontrolę wszystkich operacji w czasie procesu produkcyjnego, a skończywszy na skrupulatnym badaniu gotowego produktu.

W związku z tym jest konieczne posiadanie odpowiednio wyszkolonego i licznego personelu kontroli technicznej.



TL-93/62 R-40

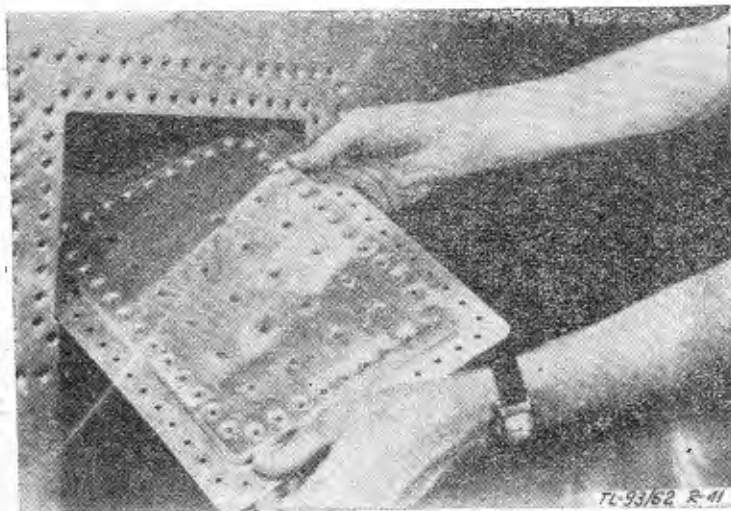
Rys. 40. Schemat konstrukcji przekładkowej zastosowanej w profilu o małej procentowej grubości

Kontrola materiałów wyjściowych przeprowadzana jest przed rozpoczęciem procesu produkcyjnego i ma za zadanie 100% sprawdzenie, czy dany surowiec lub półfabrykat odpowiada obowiązującym warunkom technicznym.

Kontrola okładzin

Okładziny (pokrycia wypełniaczy) wykonane ze stali nierdzewnej, stopów aluminium czy sklejk drewnianej nie wymagają jakichś specjalnych metod kontroli.

Powierzchnie okładzin powinny być nie uszkodzone, czyste, bez rys, korozji i fałd. Przy okładzinach wykonanych



Rys. 41. Naprawa uszkodzonego miejsca w konstrukcji przekładkowej

jako laminaty wymaga się, aby surowce używane do wytwarzania laminatów (jak włókno szklane, tkaniny itp.) były czyste, należyście przechowywane, posiadały odpowiednią wytrzymałość. Wraz z wykonywaniem okładzin wykonywane są równoległe próbki, które później poddawane są badaniom ich własności mechanicznych i fizycznych.

Wypełniacze

Poza wspomnianą już na wstępie kontrolą materiałów wyjściowych, badana jest u wytwórcy wytrzymałość łączenia poszczególnych komórek. Zależnie od rodzaju materiału i typu wypełniacza kontrolowane są różne własności.

Tabela XV

Rodzaj i materiał wypełniacza	Charakterystyczne parametry wymagające kontroli
Balsa i mahoń	Cieężar właściwy, zawartość wilgoci, zbieżność sioł, wady naturalne ¹⁾
Wypełniacze z octanu celulozy	Cieężar właściwy, wady ²⁾
Wypełniacze komórkowe ze stopów Al	Cieężar właściwy, wytrzymałość węzłów między komórkami, prawidłowy kształt komórek
Wypełniacze komórkowe z włókien szklanych	Cieężar właściwy, wytrzymałość węzłów między komórkami, zawartość żywicy, prawidłowość kształtu komórek
Wypełniacze komórkowe papierowe i bawełniane	Cieężar właściwy, wytrzymałość węzłów między komórkami, prawidłowość kształtu komórek
Wypełniacze z gumy porowatej	Wulkanizowanie, własności dielektryczne, jakość struktury, ciężar właściwy
Wypełniacze piankowe	Cieężar właściwy, jakość struktury, charakterystyka pianowania

¹⁾ wady naturalne: seki, pęcherze powietrzne, gnicie, dziury, pęknięcia powierzchniowe, rozszczepianie, rysy itp.
²⁾ pęcherze, pęknięcia, rysy.

Tabela XV podaje zestawienie parametrów, które należy kontrolować w zależności od materiału użytego na wypełniacz.

Kleje i żywice

Od własności fizycznych i mechanicznych klejów i żywic zależy w dużym stopniu jakość połączeń między wypełniaczami a okładzinami i dlatego ich kontrola jest zagadnieniem pierwszorzędnej wagi.

W pierwszym rzędzie należy przeprowadzić kontrolę gątkunku oraz siły wiązania. Kleje i żywice nie mogą być stosowane, jeśli przekroczony jest gwarancyjny czas magazynowania lub magazynowanie było w niewłaściwych warunkach.

Inne badania, jak gęstość, ciężar właściwy, lepkość, przyczepność, zawartość ciał stałych powinny być przeprowadzone zgodnie z przepisami obowiązującymi w danej wytwórni lub w danym państwie.

Kontrola przebiegu produkcji

— obejmuje wszystkie zasadnicze czynności i operacje, jak czyszczenie, odtłuszczenie, trawienie, suszenie, nanoszenie warstwy kleju i kontrola grubości kleju, prawidłowe składanie części w przyrządach montażowych, a w czasie klejenia kontrola takich parametrów jak: ciśnienie, temperatura i czas utwardzania.

Metody kontroli wymiarów i kształtów nie różnią się niczym od metod ogólnie stosowanych w przemyśle lotniczym.

Kontrola gotowych elementów przekładkowych prowadzona jest w trzech kierunkach:

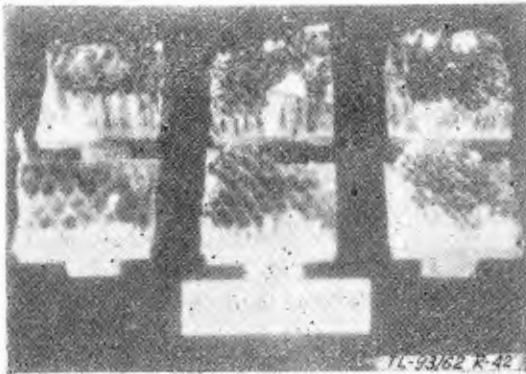
1) kontrola ilościowa (wytrzymałościowa) polegająca na stwierdzeniu wytrzymałości złącz. Kontrola ta przeprowadzana jest na specjalnie sporządzonych w toku produkcji próbkach;

2) kontrola statyczna pewnej określonej ilości elementów i badaniu ich według odpowiednio opracowanych przepisów;

3) kontrola jakościowa polegająca na sprawdzeniu jakości połączeń wypełniacza z okładzinami.

Kontrola ilościowa przeprowadzona jest na małych płytach przekładkowych (próbki) wykonanych z tych samych materiałów i w tych samych warunkach, co normalna produkcja. Próbkę tę poddawane są badaniom niszczącym, na które składają się:

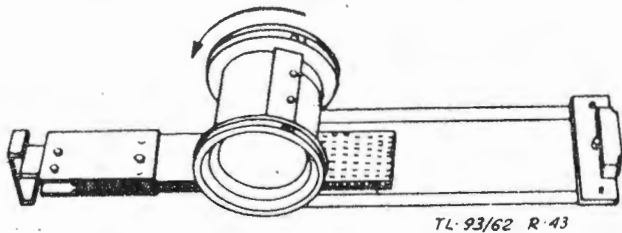
1) próba zrywania pod obciążeniami prostymi do pokrycia płyty (wykazuje to kruchość klejów); rys. 42 przedstawia widok próbek po takim zrywaniu,



Rys. 42. Próbkę po zerwaniu

2) próba na odrywanie — okładzina jest odrywana przez nawijanie na bęben. Moment obrotowy bębna jest miarą wytrzymałości połączenia klejowego. Rys. 43 przedstawia schemat urządzenia do takiego badania,

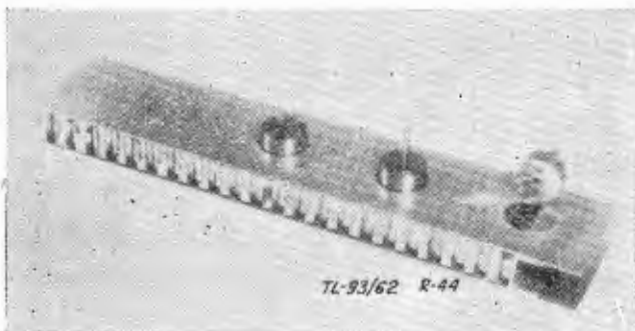
3) próba zmęczeniowa przeprowadzona jest pod obciążeniami dynamicznymi, aż do zniszczenia (stosuje się obciążenia dynamiczne równe 40% wielkości obciążeń statycznych).



Rys. 43. Schemat próby odrywania

W niektórych przypadkach przeprowadza się tak zwaną próbę „korkową”. Ten rodzaj próby stosuje np. firma G. Martin; próba taka jest jednak bardzo pracochłonna. Metoda ta polega na naklejeniu „korka” na określoną powierzchnię okładziny (np. wycięty krążek), który jest następnie obciążony siłą prostą do okładziny, do określonej wielkości lub aż do oderwania okładziny od wypełniacza. Obciążenie jest mierzone za pomocą dynamometru. Rys. 44 przedstawia powyższą metodę.

Kontroli statycznej poddawana jest pewna ilość gotowych elementów przekładkowych. Obejmuje ona obciążenie elementów do granicy dopuszczalnej lub do zniszczenia w sposób najbardziej bliski rzeczywistym obciążeniom zarówno w temperaturze pokojowej, jak i podwyższonej, jeżeli dany element pracuje w temperaturze podwyższonej.



Rys. 44. Próba „korkowa”

Kontrola jakościowa (nieniszcząca)

Jeszcze kilka lat temu ustalenie czy połączenia wypełniaczy z okładzinami są dobre, stanowiło poważny problem, a stosowane metody kontroli były mało wydajne i nie dawały pewnych wyników. Taką mało dokładną metodą była kontrola wizualna. Metoda ta polega na kontroli wzrokowej płyt przekładkowych bezpośrednio po połączeniu wypełniacza z okładzinami, to znaczy po wyjęciu z przyrządu, w którym przebiegał proces łączenia.

Nagrzany w procesie łączenia element posiada uwypuklenia okładzin w miejscach nie połączonych. Miejsca te oznaczają się kredą dla przyszłej naprawy lub w celu zbrakowania. Metodę tę można stosować przy elementach wykonanych z metali oraz przy elementach wykonanych z włókna szklanego przesycanego żywicą. Dla elementów przekładkowych o okładzinach ze sklejkę metoda ta nie nadaje się. Wadą tej metody jest to, że możliwe są do wykrycia tylko miejsca o dużych nie połączonych powierzchniach, nie wykrywa się natomiast małych wad.

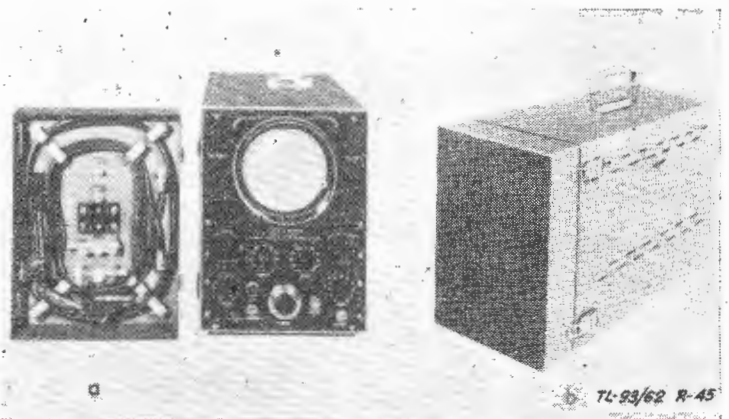
Innym sposobem kontroli połączenia wypełniacza z okładzinami, również nieco prymitywnym, jest uderzenie małym młoteczką o powierzchnię badanego elementu. Na podstawie dźwięku wydawanego przez klejony element ocenia się dobroć połączenia.

Dobra skleina daje ton pełny i czysty, natomiast w miejscach nie sklejonych, ton jest niższy i tłumiony oraz młoteczek silnie odskakuje. Metoda ta została ulepszona przez wprowadzenie zamiast młoteczka specjalnego przyrządu do opukiwania. Przyrząd ten, którego końcówka otrzymuje ruchy uderzeniowe od kółka zębatego, wytwarza odpowiednie dźwięki, które przenoszone są na mikrofon i głośnik. Przytłumione tony wskazują błędne połączenie — czyste tony wskazują na dobre połączenie między wypełniaczem a okładziną. Oczywiście obie wyżej wymienione metody kontroli są pracochłonne i dają wyniki względne, zależne w dużym stopniu od wprawy kontrolera.

Szybki rozwój i wzrost zastosowań konstrukcji przekładkowych spowodował opracowanie wielu nowszych, bardziej precyzyjnych metod badania połączeń wypełniaczy z okładzinami.

Ostatnio w Instytucie Standard Research [lit. 14] opracowano i wykonano urządzenie określające dość pewnie jakość połączeń za pomocą ultradźwięków. Przyrząd taki „Coindo-scope Model 101” widoczny na rys. 45 stosowany jest już w wielu firmach.

Za jego pomocą można określić nie tylko jakość połączenia, lecz również przy sklejeniu kilku warstw metalowych można określić głębokość wadliwie skleionej warstwy. Minimalna grubość warstwy, dla jakiej można przyrząd ten stosować wynosi 0,12 mm, przy klejeniu metalu z metalem.

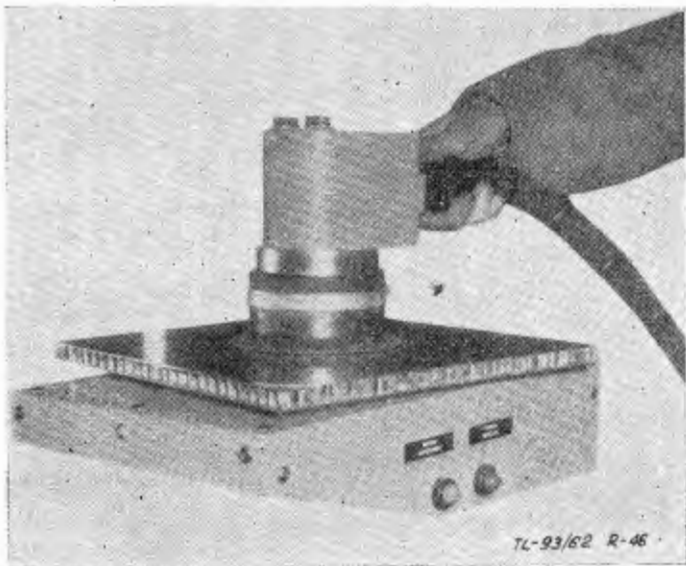


Rys. 45. Przyrząd używany do kontroli jakościowej klejenia wypełniaczy z okładzinami

Przy kontroli klejonych płyt przekładkowych można wykrywać tym aparatem wady na przeciwległej stronie płyt, których grubość nie przekracza 20 mm. W szwedzkim przemysle zastosowanie tego przyrządu daje dobre wyniki i zastępuje badania rentgenograficzne. Urządzenie to nadaje się nie tylko do kontroli części w czasie ich produkcji, lecz również może być stosowane do kontroli elementów już użytkowanych na samolotach. W przyrządzie tym wykorzystane jest znane zjawisko rezonansu akustycznego stosowane już do badań wad różnych materiałów. Urządzenie składa się z nadajnika i odbiornika dźwięku. Źródło dźwięku

skierowane jest na element przekładkowy, za pomocą pewnej częstotliwości występuje rezonans okładziny w miejscu wadliwego połączenia z wypełniaczem. Te drgania rezonansowe przekazywane są do odbiornika, a stamtąd po wzmocnieniu widoczne są na oscylografie katodowym lub słyszalne za pomocą słuchawek. Do nieniszczącego sprawdzania połączeń okładzin z wypełniaczami w elementach przekładkowych stosowany jest również przyrząd elektryczny — próżniowy, firmy A. V. Roe. Przyrząd ten jest prosty i w zastosowaniu do cienkich okładzin daje dobre wyniki.

Przyrząd (jak na rys. 46) składa się ze sztywnej obudowy z przymocowanym do niej kloszem, który przykłada się do badanej powierzchni i wysysa spod klosza powietrze. Na skutek próżni w miejscach o wadliwym połączeniu okładziny ulega odkształceniu (uwypukleniu), które łatwo daje się wykryć za pomocą czułego tensometru. Impulsy tensometru są przekazywane przez wzmacniacz na odpowiednio wycelowany wskaźnik.



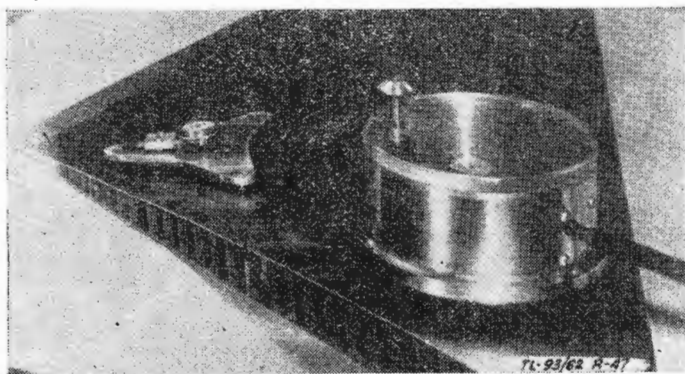
Rys. 46. Przyrząd próżniowy do kontroli połączenia wypełniaczy z okładzinami

Przed kontrolą seryjnie wykonywanych elementów przekładkowych cechuje się przyrząd według wzorców wykonanych w warunkach laboratoryjnych. Wzorce te posiadają znany stosunek powierzchni nie przyłączonych do badanej powierzchni.

Wskazania takiego przyrządu mogą być przedstawione za pomocą światła, czerwonego i zielonego. Zapalenie się czerwonego światła w czasie kontroli elementu sygnalizuje, że badany element ma wady i nie odpowiada warunkom technicznym.

Na podobnej zasadzie działa przyrząd pokazany na rys. 47 z tym, że tensometr zastąpiono zwykłym czujnikiem, wskazującym bezpośrednio wielkość wybrzuszenia.

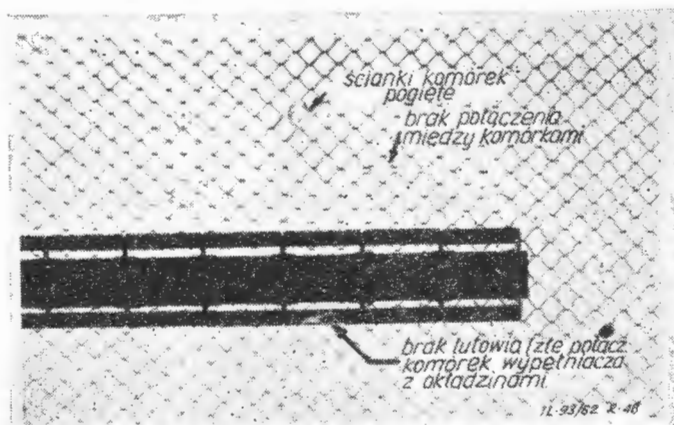
Firma Douglas opracowała ciekawą metodę kontroli elementów przekładkowych opartą na rezonansie drgań ultradźwiękowych. Kontrolowaną płytę kładzie się na źródle drgań (głośniku), w którym może być zmieniana częstotliwość drgań w zakresie 16—50 000 okresów/sek.



Rys. 47. Próżniowy przyrząd z czujnikiem obok klosza znajduje się zespół pomiarowy

Na płytę sypie się rozproszony piasek. Kontrola polega na tym, że przy pewnych częstotliwościach następuje rezonans badanej okładziny. Amplituda drgań będzie największa w miejscach wadliwie połączonej okładziny z wypełniaczem, natomiast w miejscach dobrego połączenia wypełniacza z okładzinami amplituda drgań jest równa zeru i w tych miejscach zbierać się będą ziarenka piasku, tworząc „wzór” połączenia. Wszelkie nieciągłości tego wzoru wskazywać będą wadliwe połączenie między wypełniaczem a okładziną. Metoda ta jest prosta i szybka.

Dla całości obrazu metod kontroli elementów przekładkowych należy wymienić jeszcze kontrolę za pomocą promieni rentgena względnie za pomocą izotopów. Promieniotwórcze elementy przekładkowe dają na kliszy fotograficznej obraz połączenia wypełniacza z okładziną. Na rentgenografii uwidaczniają się również uszkodzenia wypełniacza nie wykrywalne żadną inną metodą. Ze względu na trudności pewnego odczytywania wad z rentgenogramów wykonanych prostopadle do płaszczyzny okładzin metoda ta nie znajduje jednak przemysłowego zastosowania do kontroli konstrukcji przekładkowych.



Rys. 48. Fotografia wykonana za pomocą promieni Rentgena

Na rys. 48 pokazano fotografię wykonaną za pomocą wyżej opisanej metody. Ostateczne pokrywanie i zabezpieczanie przed korozją powierzchni gotowych elementów przekładkowych może być przeprowadzone po zakończonej kontroli techniczno-odbiorczej.

VII. Przykłady zastosowań konstrukcji przekładkowych

Zalety konstrukcji przekładkowych budzą coraz większe zainteresowanie nie tylko w lotnictwie, ale i w wielu innych dziedzinach techniki, jak na przykład w budownictwie, przy produkcji autobusów, kolejek linowych, w przemyśle meblarskim, stoczniowym, chłodniczym i innych.

Zastosowanie konstrukcji przekładkowych w lotnictwie jest obecnie bardzo liczne i nie jest możliwe wymienienie wszystkich takich przykładów.

Jednym z ciekawszych rozwiązań jest zbudowany niedawno w NRF szybowiec FS-24, „Phoenix”, w którym szeroko zastosowano konstrukcję przekładkową o okładzinach z laminatów i wypełniaczu z balsu. Dzięki zastosowaniu laminatów uzyskano wysoką gładkość powierzchni, a zastosowanie tego typu konstrukcji pozwoliło na zmniejszenie ciężaru o 30% w stosunku do rozwiązań konwencjonalnych. Szybowiec ten waży tylko 165 kg. Tak znaczne zmniejszenie ciężaru nie jest osiągalne przez zastosowanie laminatów, lecz wynikiem wprowadzenia konstrukcji przekładkowych. Kombinacja laminatu z balsą jest korzystna zarówno pod względem technologicznym (łatwość klejenia i obróbki), jak również ze względów wytrzymałościowych. Obydwa zastosowane materiały wykazują jednakowe wydłużenie, co zapewnia pełne wytrzymałościowe wykorzystanie balsy. Skrzydła szybowca wykonane były za pomocą dwóch szablonów negatywowych sporządzonych z tworzyw sztucznych, co pozwoliło na ściśle odwzorowanie zewnętrznego kształtu pokrycia.

Kadłub wykonany był w sposób podobny, ale na szablonie pozytywnym.

Cały tył kadłuba jest rurą sklejoną z dwóch połówek (górną i dolną) i nie posiada żadnych usztywnień. Rów-

niez w innych szybowcach (jak HKS1 i 3, Breguet 904 i krajowej „Foce” zastosowano elementy wykonane jako konstrukcje przekładkowe.

Spśród wielu samolotów, w których stosuje się elementy przekładkowe, na uwagę zasługuje wyprodukowany przez francuską firmę Breguet lekki myśliwiec „Taon”. W samolocie tym na szeroką skalę zastosowano konstrukcję przekładkową całkowicie metalową, z wypełniaczem ulowym. Dokładne badania wykazały przydatność zastosowania konstrukcji przekładkowych na następujących zespołach samolotu „Taon”: nośne partie skrzydła, lotki i klapy, wręgi i pokrycie środkowej części kadłuba, kanały wlotowe, hamulce aerodynamiczne oraz laweta uzbrojenia.

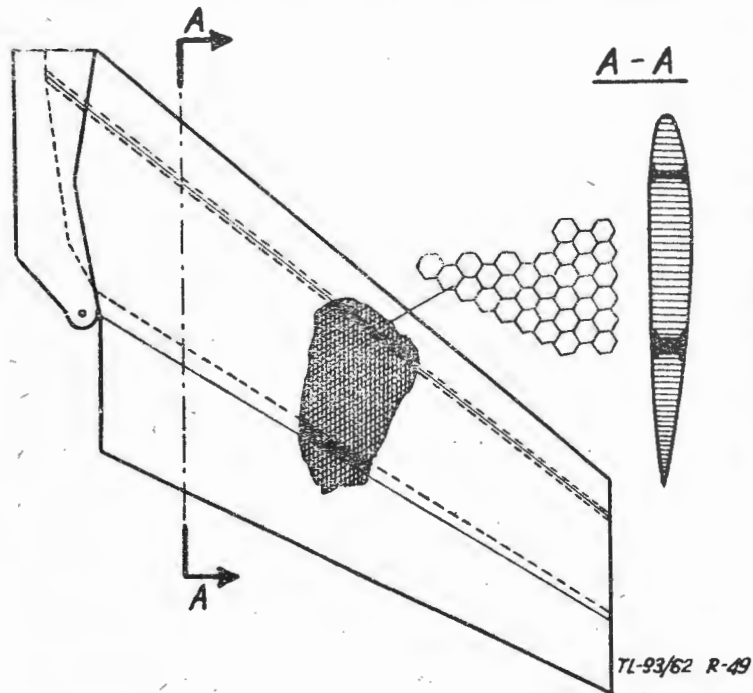
Zastosowanie konstrukcji przekładkowych na tak odpowiedzialne elementy poprzedziło wiele prób technologicznych i wytrzymałościowych na modelach wykonanych w skali 1:2 i 1:3. W wyniku uwidocznili się korzystny wpływ konstrukcji przekładkowych na ciężar samolotu. W kadłubie — zmniejszenie ciężaru w stosunku do rozwiązania konwencjonalnego jest nieznaczne, jednak uzyskano dużo większą sztywność. W skrzydłach uzyskano znaczne zmniejszenie ciężaru w stosunku do rozwiązania konwencjonalnego.

W chwili obecnej jednym z najnowocześniejszych samolotów świata jest naddźwiękowy bombowiec Convair B-58, którego pokrycia w 95% wykonane są jako elementy przekładkowe.

Zastosowano tu kilka rodzajów materiałów na płyty pokrywowe jak:

- 1) okładziny ze stopu aluminiowego — wypełniacze z włókna szklanego usztywnione żywicą,
- 2) okładziny i wypełniacze ze stopu aluminiowego. Do klejenia tych elementów użyto kleju „Metlbond 302”,
- 3) okładziny i wypełniacze stalowe łączone za pomocą lutowania.

Z innych przykładów zastosowań konstrukcji przekładkowych należy wymienić budowę elementów nośnych skrzydła w samolocie — pocisku typu „Matador”, jak na rys. 49, produkowanym przez Zakłady Glen-Martin. Rów-



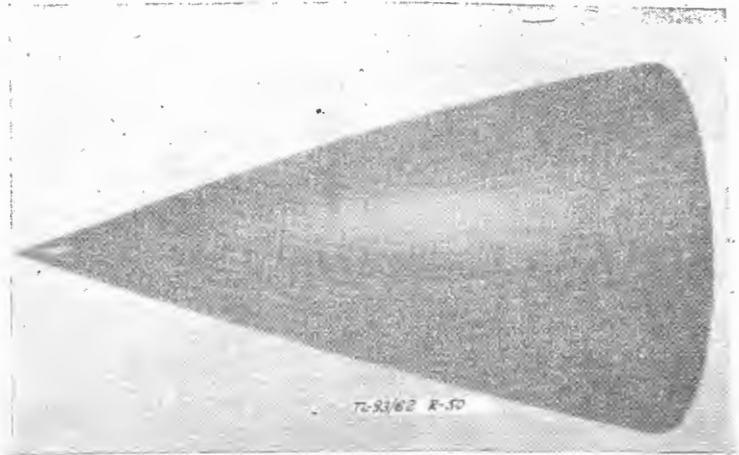
Rys. 49. Schemat skrzydła samolotu — pocisku typu „Matador”

niez w samolocie Martin 202 podłoga wykonana jest jako całkowicie metalowa konstrukcja przekładkowa ze stopów aluminium.

Na rys. 50 i 51 pokazano osłonę radarową samolotu „Mirage III” i formę służącą do jej wykonania.

Próby wykonania w kraju podobnej osłony z laminatu o wypełniaczu piankowym zdały egzamin. Poza opisanym samolotem B-58, firma Convair szeroko stosuje konstrukcje przekładkowe na samolotach cywilnych i wojskowych.

W samolocie F-100 wykonane są hamulce, samolot F-101 posiada krawędzie natarcia, a F-102 końce skrzydeł, lotki



Rys. 50. Osłona radarowa samolotu „Mirage III”

stery, klapy, krawędzie natarcia wykonane ma jako konstrukcje przekładkowe. Firma Boeing w swoich samolotach KC-135, B-707 i B-52 stosuje również wiele elementów o konstrukcji przekładkowej.

Również w konstrukcjach rakiet i pocisków balistycznych spotyka się coraz więcej elementów o konstrukcji przekładkowej.



Rys. 51. Forma służąca do wykonania osłony radarowej

W chwili obecnej wiele firm projektuje już elementy przekładkowe w swoich konstrukcjach, wybiegających znacznie w przyszłość.

Wyżej przytoczone, bardzo nieliczne przykłady zastosowań konstrukcji przekładkowych świadczą zupełnie wyraźnie i pewnie o wielkiej wartości tych nowych rozwiązań konstrukcyjnych, których produkcja u nas w kraju stawia pierwsze kroki a powinna być jak najszybciej i powszechnie stosowana.

Literatura

1. Bruyne N. A., Honwink R. — Klebtechnik, Stuttgart 1957 r.
2. L. Bucki, J. Jach — „Zastosowanie w konstrukcjach lotniczych laminatów wzmocnionych włóknem szklanym”, Zeszyty Instytutu Lotnictwa 1958 r., nr 5.
3. Cremer G. D. — „Production of Honeycomb Sandwich Structures”, Metal Progress 1956, nr 5.
4. Filippi F. J. — „Brazing honeycomb sandwich”, Tool Engineer 1958, nr 9.
5. Guibert M. P. — Fabrication des avions et missiles Dunod, Paris 1960.

6. Hertel H. — Leichtbau 1960 — Springer Verlag.
7. Kazimi M. J. — „Sandwich Cylinders”, Aero/space Engineering 1960, august/september.
8. Koenig H. — Aushartbare Chrom-Nickel-Stahl-Legierungen”, Technische Rundschau 1959, nr 8.
9. Lewis W. J., Faulkner G. E., Rippel P. — „Fabrication of slant-toss stali Honeycomb Sandwich Structures”, Tooling Prod. 1958, nr 10.
10. Litz E. — „Sandwich bauweisen mit Metallwabenkernen”, Luftfahrttechnik 1958, nr 7.
11. Prof. dr Misztal F. — Założenia konstrukcyjne i obliczenia w budowie samolotów, Cz. I, dział A — zagadnienia sprawności konstrukcji.
12. Naleszkiewicz — Zagadnienia stateczności sprężystej, PWN 1958.

13. Noton B. R. — Praktische Ergebnisse über den Aufbau und die Anwendung von Honeycomb-Sandwich-Bauweisen, VDJ — Berichte 1958 r., Bd. 28.
14. B. R. Naton — „Sandwich” — Bauweise in der Flugzeugindustrie und anderen Industriezweigen”, Aluminium 1958, nr 8, 9, 12, 1959, nr 1, 5.
15. Oppenheim R. — „Stähle für Überschallflugkörper”, Luftfahrttechnik 1959, nr 7.
16. Pleines E. W. — „Blechkonstruktionen in Sandwich-Bauweise”, Metall 1957 r., nr 3.
17. Pleines E. W. — „Sandwich-konstruktionen mit Wabenzellkernen in Flugzeugbau”, Luftfahrttechnik 1958 r., nr 9.
18. „Sandwich Construction for Aircraft ANC-23. Part I, Department of Defense USA, 1955 r.
19. Thurston G. A. — „Bending and Buckling of Clamped Sandwich”, Journal of the Aeronautical Sciences, June 1957.

Mgr inż. STEFAN SZCZECIŃSKI
Mgr inż. MIECZYŚLAW ŁYZWIŃSKI

Konstrukcją dopalaczy turbinowych silników odrzutowych

Artykuł zawiera krótki przegląd konstrukcji dopalaczy turbinowych silników odrzutowych, a także omówienie celowości stosowania dopalania jako sposobu krótkotrwałego zwiększania ciągu silników. Opisano niektóre rozwiązania konstrukcyjne podstawowych elementów dopalaczy oraz przedstawiono zasady obliczeń wytrzymałościowych komory dopalacza. Poruszono także niektóre istotniejsze problemy eksploatacji dopalaczy.

1. Wstęp

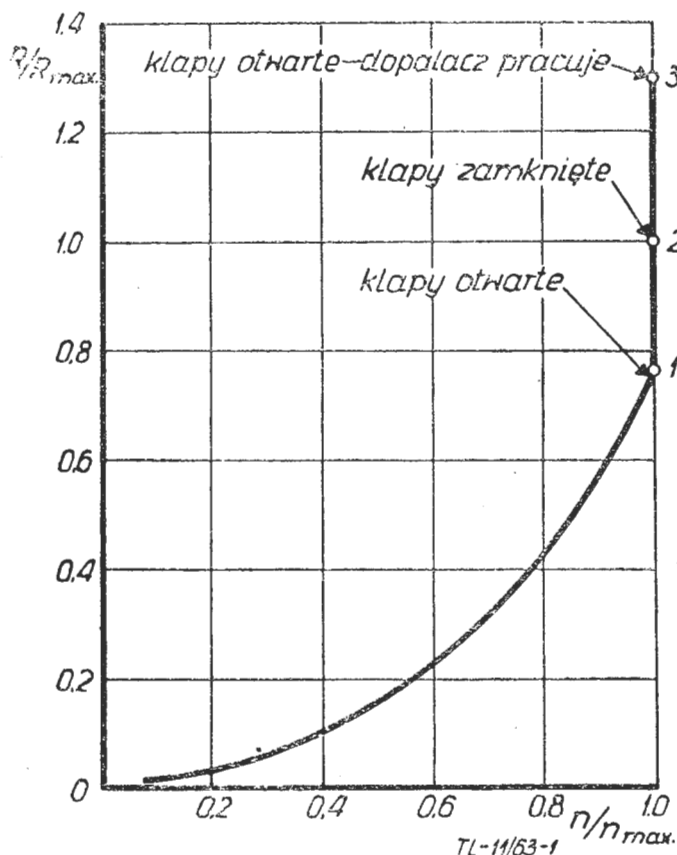
Współczesny samolot, zwłaszcza bojowy, nie stanowi jakiegoś produktu skończonego i absolutnie doskonałego, ale jest konstrukcją stale uzupełnianą, rozwijaną i ulepszaną. Jednym ze sposobów polepszenia osiągnięć samolotu odrzutowego, np. skrócenie startu, zwiększenie udźwigu przy tej samej długości startu, zwiększenie prędkości wznoszenia, pułapu czy też osiągnięcie lub przekroczenie prędkości dźwięku, jest wyposażenie tego samolotu w nowy silnik o większym ciągu, co nie zawsze jest celowe chociażby ze względu na wzrost ciężaru zespołu napędowego. Wyposażenie samolotu w nowy silnik o większym ciągu najczęściej jest niecelowe również z tego względu, że ciąg maksymalny silnika jest wykorzystywany jedynie w nielicznych przypadkach, sięgających zaledwie kilku procent ogólnego czasu eksploatacji silnika. Dlatego stosuje się w silnikach współczesnych samolotów odrzutowych kilka różnych sposobów krótkotrwałego zwiększania ciągu, od których wymaga się znacznego przyrostu ciągu nie licząc się specjalnie z ekonomią (ze względu na krótki czas działania).

Jednym ze sposobów krótkotrwałego zwiększania ciągu turbinowych silników odrzutowych jest podwyższanie temperatury przed turbiną, osiągnięte zwiększeniem ilości podawanego paliwa do komór spalania. Sposób ten jest bardzo rzadko możliwy do przyjęcia, zwłaszcza w silnikach o dużym obciążeniu cieplnym. Nieznaczne nawet podwyższenie temperatury powoduje znaczny spadek wytrzymałości łopatek turbiny. Jeżeli dysza nie posiada regulowanego przekroju wylotowego, wzrost temperatury spalin powoduje wzrost prędkości obrotowej wirnika turbiny i tym samym wzrost naprężeń w jej łopatkach pod działaniem sił odśrodkowych. Dlatego w wielu silnikach stosuje się regulację ciągu w zakresie: warunki nominalne — warunki maksymalne drogą zmiany temperatury spalin przy jednoczesnej zmianie przekroju wylotowego dyszy silnika, zachowując stałą prędkość obrotową wirnika (patrz rysunek 1).

Innym sposobem zwiększania ciągu silnika jest chłodzenie powietrza przed sprężarką, przez co zwiększa się sprawdzony wydatek powietrza i spręż. Osiągane jest to za pomocą wtrysku wody na wlocie do sprężarki. Sposób ten — mimo „taniaści” wody — nie znalazł zbyt szerokiego zastosowania, gdyż możliwości jego wykorzystania ograniczają się prawie wyłącznie do warunków startu i wznoszenia (duże zużycia wody, możliwość zamarzania). Próby z innymi cieczami, np. alkoholem etylowym, dają znacznie gorsze rezultaty ze względu na mniejsze wartości ciepła parowania i koszty produkcji samej cieczy.

2. Dopalenie jako środek krótkotrwałego zwiększania ciągu

Powszechnie używanym sposobem krótkotrwałego zwiększania ciągu turbinowych silników odrzutowych jest dopalanie. Wykorzystując fakt, że silniki turbinowe pracują w warunkach wysokich wartości współczynnika nadmiaru powietrza, stosuje się dodatkowe spalanie paliwa w specjalnie ukształtowanej rurze wylotowej. Ma to na celu podgrzanie gazów za turbiną, które na skutek wzrostu objęto-



Rys. 1. Charakterystyka stoiskowa turbinowego silnika odrzutowego z dopalaczem i regulacją ciągu za pomocą dyszy wylotowej

ści wpływają z dyszy silnika ze zwiększoną prędkością. Dopalande budowane są w ten sposób, że spalanie paliwa w dopalaczu nie zmienia parametrów gazów na wylocie z turbiny, a więc nie zmienia warunków pracy samej turbiny i silnika jako całości. Zmieniają się jedynie warunki pracy samego dopalacza.

Stosując dopalanie można osiągnąć znaczne przyrosty ciągu w stosunku do ciągu maksymalnego bez dopalania. Jednakże, z uwagi na małą ekonomię spalania w dopalaczu, praktycznie wykorzystuje się stosunkowo niewielkie przyrosty ciągu (rzadko przekraczające 40%). Statystyka osiągniętych różnych silników produkowanych i eksploatowanych współcześnie na świecie pozwala stwierdzić, że przeciętne przyrosty ciągu wynoszą 32÷35% przy jednoczesnym przyroście jednostkowego zużycia paliwa wynoszącym 100÷110%. W tabeli zestawiono dane dopalaczy kilkunastu współczesnych silników.

Silnik Firma i oznaczenie	Przyrost ciągu od dopalacza $\Delta R[\%]$	Przyrost jedno- stkowego zużycia paliwa $\Delta C_R[\%]$	Całkowite jedno- stkowe zużycie paliwa $C_R[kg/kgf]$
Allison J71	40	125	18
General Electric J47	39	100	20
General Electric J79	45	160	20
General Electric J85	54	117	22
Pratt Whitney J57	42	125	18
Pratt Whitney J75	45	125	18
Wright J65	41	120	20
Westinghouse J46	33	100	20
Bristol Siddeley „Olympus 201	41	125	18
„Orpheus 12	20	28	12
„Sapphire 7	12	65	14
Rolls Royce „Avon 24	26	121	19
„Nene 7	33	91	20
Orenda Engines „Iroquois“	30	112	18
SNECMA „Super Atar“	33	80	18
Dassault MD 30R	35	115	23
Hispano Suiza R854	33	122	20
Svenska Flugmotor „Avon RM68	46	100	18
„VK-1	25	85	20
MIK 205	37	122	20
MIK 209	30	136	20
RD	25	70	17

TL-11/63

Średnia temperatura gazów w dopalaczu podczas jego pracy znacznie przekracza 1000 °C, sięgając niekiedy 1700 °C, co powoduje znaczny wzrost objętości gazów, a więc i wzrost prędkości wypływu z dyszy. Aby w związku z tym nie dopuścić do wzrostu temperatury przed turbiną podczas pracy dopalacza, zwiększa się powierzchnię przekroju regulowanej dyszy (patrz punkt 3 na rysunku 1). Temperatura gazów w dopalaczu jest ograniczona wytrzymałością materiału, z jakiego wykonane są ścianki i regulowana dysza wylotowa silnika.

Istnieje możliwość zastosowania dopalania bez specjalnie ukształtowanych rur wylotowych i bez regulacji przekroju wylotowego. Stosując takie dopalanie doprowadza się paliwo tuż przed kierownicą turbiny, a proces spalania przebiega w rurze wylotowej. Możliwy do osiągnięcia przyrost ciągu sięga wartości kilku procent przy jednoczesnym wzroście jednostkowego zużycia paliwa rzędu 50%. Oprócz opracowań teoretycznych lub prototypowych, sposób ten nie znalazł szerszego zastosowania przede wszystkim ze względu na stosunkowo niewielką efektywność i znaczny przyrost zużycia paliwa.

3. Przykłady rozwiązań konstrukcyjnych dopalaczy

a. Dopalande jako całość

Dopalande stanowią dość prostą konstrukcję wykonaną z blach usztywnionych cienkościnnymi kołnierzami i wręgami. Jedynym, bardziej złożonym konstrukcyjnie zespołem jest układ kłap, dzięki którym może następować zmiana powierzchni przekroju wylotowego dyszy. Oczywiście, mówiąc o prostocie konstrukcji dopalacza ma się na myśli sam dopalacz, bez układu zasilającego i związanego z nim układu automatycznej regulacji.

Każdy dopalacz składa się z dyfuzora, znajdującego się najczęściej bezpośrednio za turbiną, na końcu którego umieszcza się stabilizator płomienia. Za stabilizatorem znajduje się komora spalania dopalacza (w której przebiega spalanie) zakończona dyszą o regulowanym przekroju wylotowym.

Konstrukcja dopalacza powinna być tak zaprojektowana i wykonana, aby umożliwiła spełnienie szeregu istotnych warunków. A oto najważniejsze z nich:

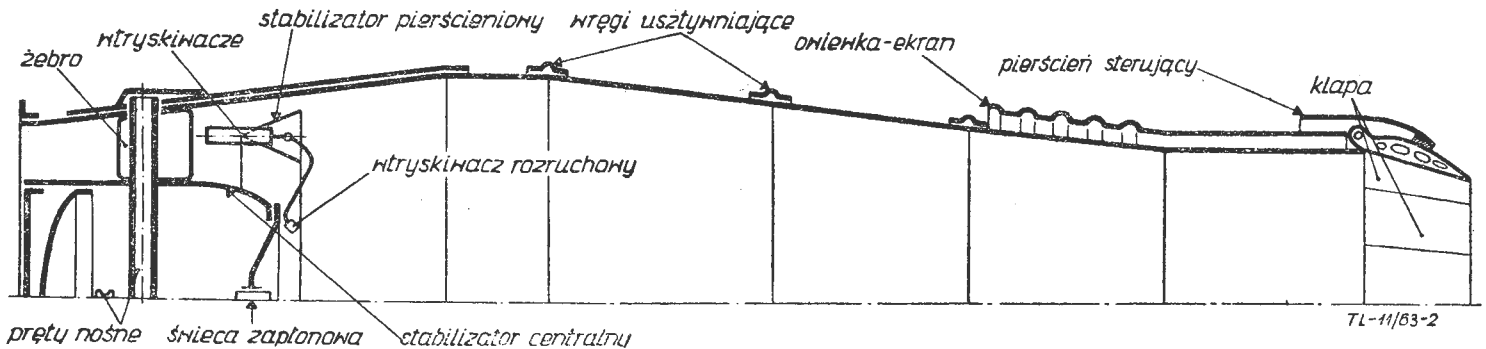
- stateczne spalanie w szerokim zakresie warunków lotu, tj. na różnych prędkościach i wysokościach lotu,
- niezawodność zapłonu mieszanki w dopalaczu podczas rozruchu w różnych warunkach lotu,
- możliwie niewielkie opory hydrauliczne w dopalaczu.

Opory hydrauliczne w dopalaczach powodują spadek ciągu przeciętnie o około 5% podczas pracy silnika bez dopalania w porównaniu z silnikiem ze zwykłą rurą wylotową.

Na rysunku 2 pokazano schemat konstrukcyjny dopalacza jednego z współcześnie eksploatowanych silników. W dopalaczu tym dyfuzor znajduje się bezpośrednio za turbiną. Dyfuzory w dopalaczach projektuje się tak, aby na jego wylocie prędkość przepływu była możliwie niewielka. Zwykle zawiera się ona w granicach 120—200 m/sek. Przy wyższych prędkościach przepływu może wystąpić niepełne, a nawet niestateczne spalanie. Kąt rozwarcia ścianek dyfuzora przeciętnie wynosi 8—12°. W niektórych konstrukcjach, w celu skrócenia dyfuzora, dopuszcza się nawet 15°, ale wówczas ścianki dyfuzora powinny posiadać profil o tworzących krzywoliniowych (patrz stabilizator centralny na rysunku 2). Bezpośrednio za dyfuzorem lub nawet jeszcze w jego strefie znajduje się stabilizator płomienia, którego obecność w dopalaczu jest konieczna do utrzymania ciągłości spalania.

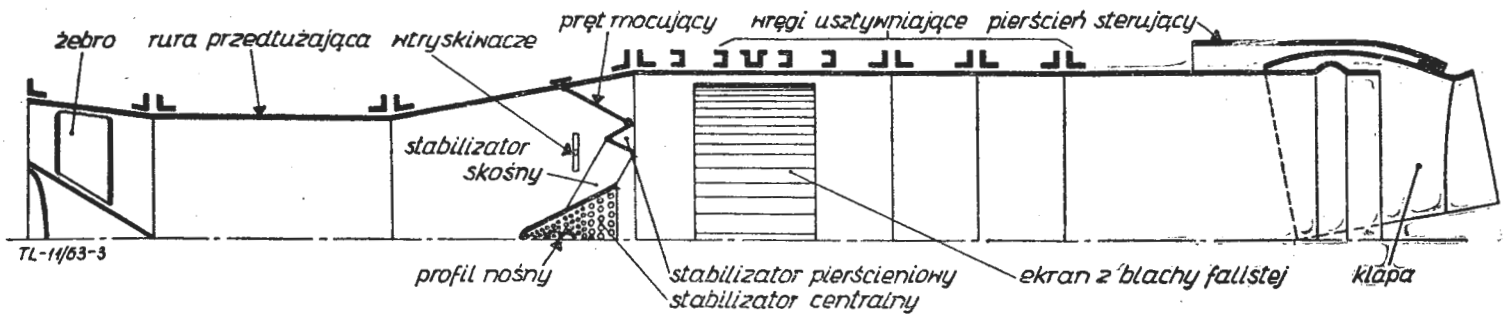
Dopalacz na rysunku 2 posiada stożkową komorę spalania, której ścianki są usztywnione szeregiem wręg. Dopalande stożkowe stosowane są przeważnie w silnikach ze sprężarkami odśrodkowymi. Dopalande stożkowe charakteryzują się mniejszą długością niż komory cylindryczne, lecz także i większą średnicą. Opisany dopalacz wyposażony jest w wielokłapową regulowaną dyszę wylotową. Przymknięcie kłap, mające na celu zmniejszenie przekroju wylotowego dyszy, dokonywane jest za pomocą pierścienia sterującego i trzech wciągników hydraulicznych. Przy zwiększaniu przekroju wylotowego dyszy wciągniki odsuwają do tyłu pierścień sterujący, a odchylenie kłap odbywa się samoczynnie pod działaniem ciśnienia wpływających gazów. Kierunek wypływu paliwa z wtrowskiwaczy wirowych jest przeciwny do kierunku przepływu gazów, co przedłuża czas przebywania rozpylonego paliwa przed strefą stabilizatorów i umożliwia tym sposobem lepsze odparowanie paliwa.

Rysunek 3 przedstawia schemat konstrukcyjny dopalacza silnika Rolls-Royce „Avon”. Konstrukcja ta jest nieco odmienna od pozostałych dopalaczy, gdyż dyfuzor dopalacza



TL-11/63-2

Rys. 2. Dopalande silnika radzieckiego



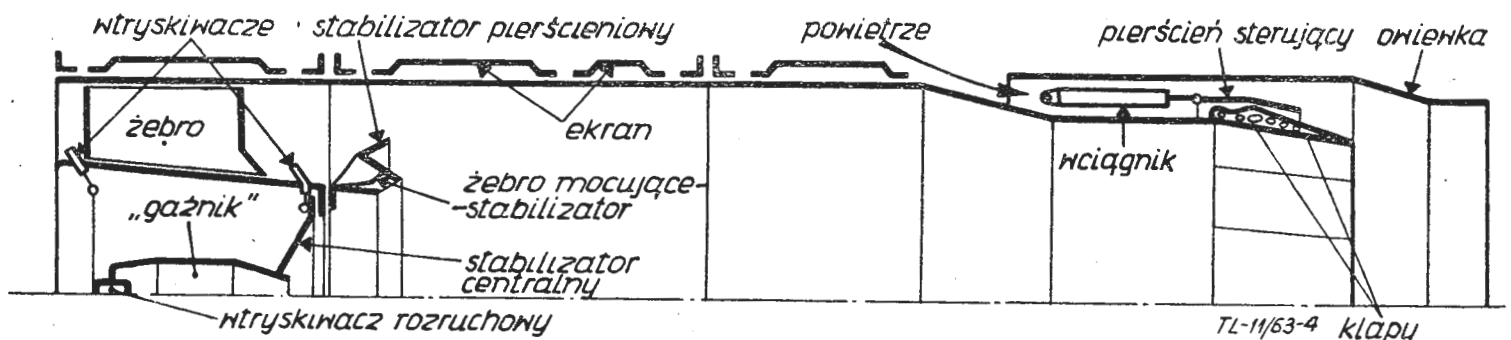
Rys. 3. Dopalacz silnika Rolls-Royce „Avon” R. A. 7

znajduje się nie bezpośrednio za turbiną, lecz za dość długim odcinkiem rury przedłużającej. Tak więc dopalacz stanowi zupełnie oddzielny zespół, co pozwala na stosowanie tego samego dopalacza na różnych typach samolotów, różniących się długością gondoli silnikowej. W końcowej części dyfuzora znajduje się stabilizator o dość złożonej konstrukcji, składającej się ze stożkowego stabilizatora centralnego, skośnie ustawionych żeber stabilizujących i stabilizatora pierścieniowego. Stabilizator centralny posiada konstrukcję sitową, mającą na celu podzielić przepływający strumień na dużą ilość zawirowanych strug, które umożliwiają wymieszanie paliwa z gazami i stabilizację płomienia. Wtryskiwacze, znajdujące się przed stabilizatorami, podają paliwo w kierunkach prostopadłych do kierunku przepływu strumienia gazów. Wtryskiwacze rozmieszczone są parami — jeden z pary podaje paliwo odśrodkowo, drugi — dośrodkowo w stosunku do osi podłużnej dopalacza. Cylindryczna komora spalania usztywniona jest szeregiem wręg. Ścianki komory w strefie najbardziej narażonej na działanie wysokich temperatur są izolowane od strefy płomienia ekranem wykonanym z blachy falistej. Szczeliny powstałe między wypukłościami fal a ścianką komory pozwalają na przepływ chłodniejszych gazów, nie biorących udziału w procesie dopalania. Na końcu dopalacza znajduje się dwuklapowa regulowana dysza. Sterowanie położeniem klap odbywa się w podobny sposób jak w dopalaczu pokazanym na rysunku 2. Silnik R.R. „Avon” może być wyposażony w dopalacz o nieco różniących się od siebie wersjach konstrukcyjnych. Najistotniejsze różnice polegają na innych opracowaniach konstrukcyjnych stabilizatorów, sposobu ich mocowania w dopalaczu oraz w sposobie rozpylania paliwa.

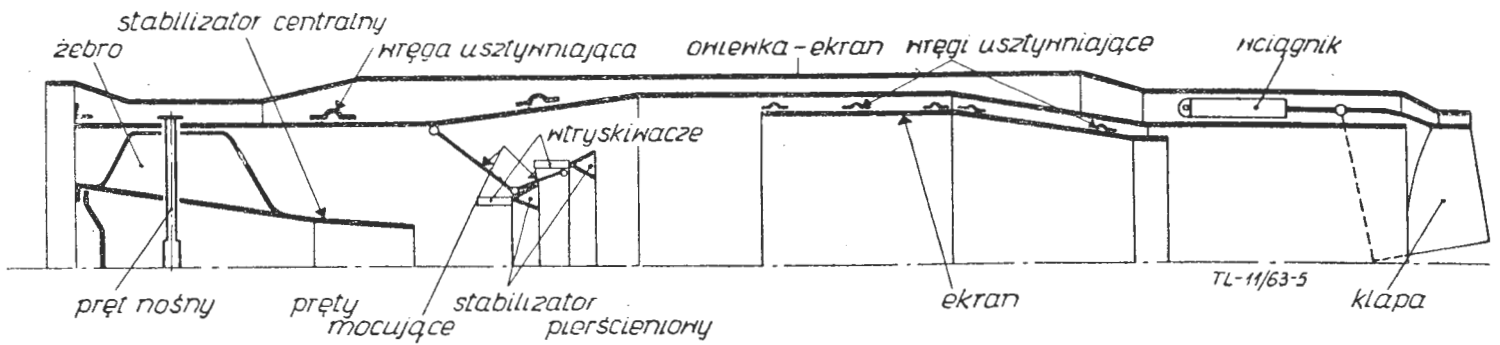
Na rysunku 4 pokazano schemat konstrukcyjny dopalacza jednego z nowocześniejszych silników średniego ciągu ze sprężarką osiową. Już na pierwszy rzut oka widać wyjątkowo zwartą konstrukcję, celowo opracowaną z punktu widzenia eksploatacji. Dyfuzor dopalacza, o wyjątkowo niewielkim kącie rozwarcia, zakończony jest ostro ściętym stożkiem wewnętrznym, stanowiącym stabilizator centralny, i przymocowanym do niego za pomocą specjalnie ukształtowanych żeber stabilizatorów pierścieniowych. Paliwo podawane jest przez wtryskiwacze wirowe umieszczone w dwóch płaszczyznach — tuż za turbiną oraz przed stabilizatorem pierścieniowym. Kierunki wtrysku są skośne względem kierunku przepływu strumienia gazów. Wtryskiwacze umieszczone w przedniej płaszczyźnie rozpylają paliwo wprost na łopatki turbiny, co jest rozwiązaniem wyjątkowo korzystnym, gdyż paliwo szybciej i lepiej odparowuje, odbierając jednocześnie ciepło od łopatek, a powstałe pary są lepiej przemieszane z gazami wypływającymi z turbiny.

Dzięki osadzeniu stabilizatora pierścieniowego blisko przy stabilizatorze centralnym, powstała dość szeroka warstwa gazów przy ścianach dopalacza, bez zawirowań, a zatem bez możliwości powstania w niej płomienia. Tak opracowana konstrukcja umożliwia utrzymanie temperatury ścianek w dopuszczalnych granicach bez stosowania ekranów izolujących płomień od ścianek. Zewnętrzne blachy ekranujące dopalacza, pokazanego na rysunku 4, mają znaczenie izolujące kadłub samolotu od gorących ścianek dopalacza. Stosunkowo krótki dopalacz jest zakończony wieloklapową dyszą o regulowanym przekroju w sposób identyczny, jak w dopalaczu pokazanym na rysunku 2. Mechanizm sterowania klapami obudowany jest specjalnie ukształtowaną owiewką. Kształt jej i położenie względem dyszy wylotowej dopalacza pozwala na wykorzystanie zjawiska ejekcji w celu wymuszenia przepływu powietrza chłodzącego silnik i dopalacz. W celu zapewnienia niezawodności rozruchu dopalacza, zwłaszcza w lotach wysokościowych, we wnętrzu stabilizatora centralnego znajduje się „gaźnik”, do którego doprowadza się uprzednio przygotowaną mieszaninę paliwa z powietrzem. W czasie rozruchu najpierw następuje zapłon mieszanki w „gaźniku”, a następnie — od wydobywającego się z jego gardzieli płomienia — zapala się mieszanka palna za stabilizatorami, przygotowana przez podstawowy układ zasilania.

Na rysunku 5 przedstawiono schemat konstrukcyjny dopalacza silnika francuskiego SNECMA „Atar”. Dopalacz posiada podwójny dyfuzor o różnych kątach rozwarcia. W tylnej części przedniego dyfuzora ostro ścięty stożek wewnętrzny stanowi stabilizator centralny. W środkowej części dyfuzora tylnego znajdują się przesunięte względem siebie pierścienie stabilizatorów. Z obydwóch pierścieniowych stabilizatorów wystają wysunięte do przodu wtryskiwacze, z których paliwo wydostaje się w kierunku przeciwnym do kierunku przepływu gazów. Sposób i miejsce zamocowania wtryskiwaczy w dopalaczu silnika „Atar” przypominają dopalacz pokazany na rysunku 2. Ścianki dopalacza w strefie najbardziej narażonej na działanie płomienia osłonięto ścianką ekranującą, połączoną ze ściankami dopalacza szeregiem wręg usztywniających. Całość tej strefy stanowi konstrukcję bardzo sztywną ze względu na dwuwarstwowe jej wykonanie. Dwuklapowa regulowana dysza wylotowa sterowana jest i blokowana w różnych położeniach wciągnikami hydraulicznymi. Cały dopalacz osłonięty jest owiewką zmniejszającą napromieniowanie cieplne gondoli silnika i znajdujących się w niej urządzeń i instalacji. Odpowiednio ukształtowane zakończenie owiewki zapewnia wymuszenie przepływu drogą ejekcji. Niektóre silniki „Atar” posiadają dopalacze wyposażone w potrójny stabilizator pierścieniowy.



Rys. 4. Dopalacz współczesnego silnika radzieckiego



Rys. 5. Dopalacz silnika SNECMA „Atar” 100 G

b. Regulowane dysze wylotowe

Dysze regulowane dzieli się na dwa rodzaje: dwukłapowe i wielokłapowe¹⁾. Ponieważ obydwa rodzaje posiadają swoje indywidualne zalety i wady, dlatego obydwa znajdują prawie jednakowo szerokie zastosowanie.

Na rysunku 6 pokazano dwukłapową dyszę regulowaną silnika „Avon” R.A.7. Na górnej części rysunku pokazano kłapę w położeniu odpowiadającym minimalnemu przekrojowi wylotowemu dyszy, na dolnej części rysunku — kłapę w położeniu maksymalnie otwartym. Zmniejszanie przekroju wylotowego, tj. przemykanie kłap, odbywa się wskutek ruchu pierścienia sterującego do przodu silnika (na rysunku — w lewo). Otwieranie odbywa się pod działaniem na kłapy ciśnienia wypływających z dyszy gazów przy jednoczesnym, sterowanym wciągnikami, odsuwaniu ku tyłowi pierścienia sterującego. Przesuwanie pierścienia w dopalaczu silnika R.A.7 odbywa się za pomocą czterech wciągników pneumatycznych, sterowanych wspólnie zaworem elektromagnetycznym.

Rysunek 7 przedstawia schemat konstrukcji dyszy wielokłapowej jednego ze współczesnych silników. Sterowanie położeniem kłap odbywa się podobnie, jak w poprzednio omawianym przykładzie. Na dolnej części rysunku pokazano kłapy w położeniu najmniejszego przekroju dyszy wylotowej, na górnej części — w położeniu maksymalnie otwartym. Konstrukcja wielokłapowa ma tę zaletę, że w każdym położeniu zachowany jest przekrój prawie kołowy. Kształt

krawędzi dyszy wylotowej jest tym bardziej zbliżony do kształtu kołowego, im większa jest ilość kłap. W istniejących konstrukcjach ilość kłap jest bardzo różna i zawiera się w granicach od 8 do 24. Szczelność na powierzchniach styku sąsiednich kłap zależy od wielkości przekrycia Δ (patrz rysunek 7). Praktycznie dopuszcza się minimalne przekrycie $\Delta_{min} = 10$ mm, maksymalne przekrycie zależy od ilości kłap i przy ich małej ilości może sięgać nawet $\Delta_{max} = 50$ mm. Pamiętając, że: minimalny obwód przekroju wylotowego: $\pi D_{min} = z(a - \Delta_{max})$ maksymalny obwód wylotowego: $\pi D_{max} = z(a - \Delta_{min})$

gdzie:

z — ilość kłap,

a — całkowita szerokość jednej kłapy,

można ułożyć związek między ilością kłap, wymaganymi średnicami przekrojów wylotowych dyszy oraz wielkościami przekryć:

$$z = \frac{\pi(D_{max} - D_{min})}{\Delta_{max} - \Delta_{min}}$$

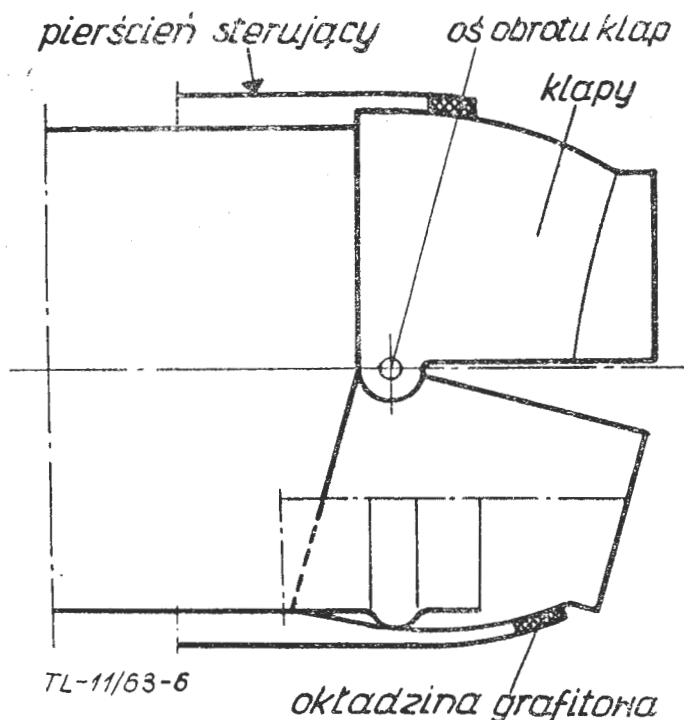
Kłapy dopalacza, jak i całe dopalacze, wykonuje się z blach żarowytrzymałych o grubościach rzędu 0,6—1,2 mm. Kłapy, jako elementy poddawane obciążeniom zginającym w bardzo wysokich temperaturach (podczas pracy dopalacza kłapy omywane są prawie bezpośrednio płomieniem), bywają często silnie żebrowane (patrz rysunek 7). Oddzielne części, składające się na kłapę, są połączone przeważnie za pomocą zgrzewania.

Pierścień sterujący w miejscu styku z kłapami posiada porowatą powierzchnię pokrytą warstwą specjalnie przygotowanego grafitu.

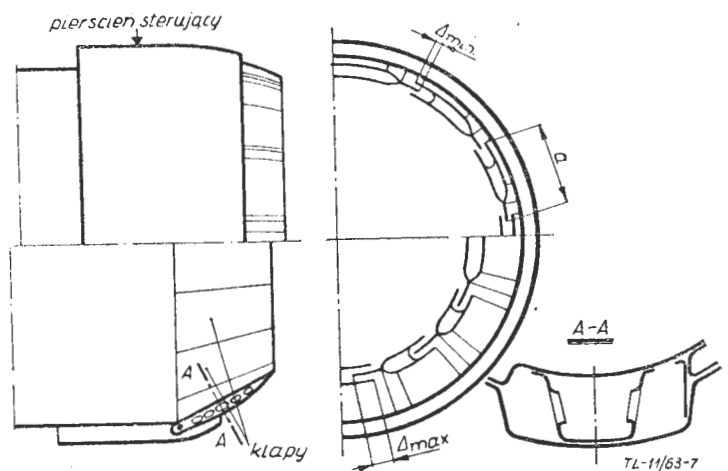
W zależności od sposobu sterowania silnikiem, kłapy mogą mieć dwa blokowane położenia (najmniejsza średnica dyszy — dopalacz niepracujący, największa średnica dyszy — dopalacz pracujący) lub kilka położenia blokowanych, a nawet regulację ciągłą²⁾.

²⁾ Regulację ciągłą dyszy stosuje się w przypadku dopalacza z ciągłą regulacją stopnia dopalania, jak np. dopalacz silnika General Electric J85 (przyp. redakcji).

¹⁾ Istnieją również bardziej skomplikowane dysze dopalaczy, a mianowicie regulowane dysze zbieżno-rozbieżne, stosowane np. na silnikach De Havilland „Gyron Junior” DGJ.10 i General Electric J79 (przyd. redakcji).



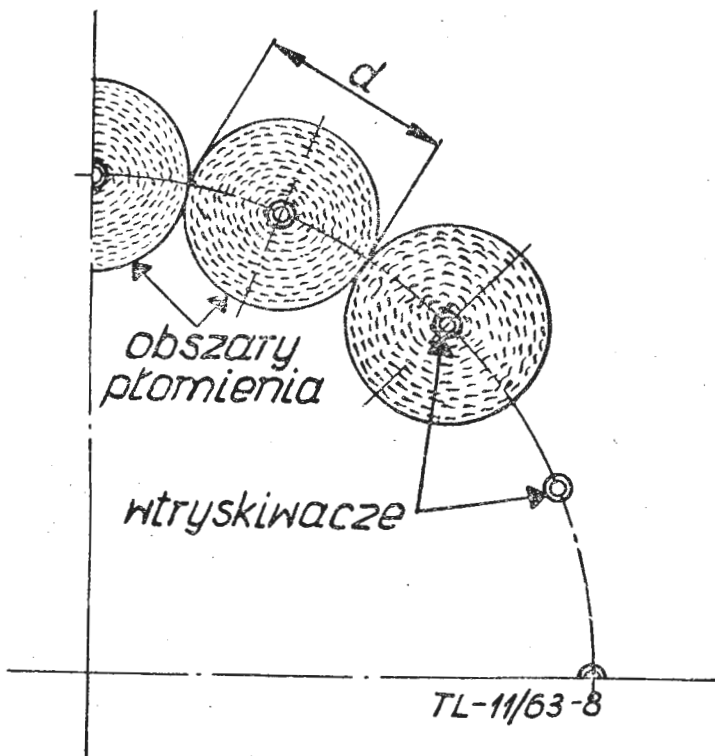
Rys. 6. Regulowana dysza silnika R. R. „Avon” R. A. 7



Rys. 7. Regulowana dysza jednego ze współczesnych silników radzieckich

c. Zasilanie

Podawanie paliwa do dopalacza odbywa się najczęściej za pomocą wtryskiwaczy wirowych. Wtryskiwacze umieszcza się w ten sposób, aby proces odparowania możliwie całkowicie zakończył się do momentu osiągnięcia stabilizatorów. W celu zapewnienia prawidłowej pracy dopalacza w każdych warunkach lotu (zwłaszcza przy stopniowej pracy dopalacza) stosuje się podwójny szereg wtryskiwaczy (patrz rysunek 4) o regulowanych wydatkach paliwa w każdym z szeregów. Odległość między wtryskiwaczami dobiera się tak, aby obszary płomienia poszczególnych wtryskiwaczy nie przekrywały się wzajemnie. Odległość ta zależy, między innymi, od kąta rozpylenia paliwa, od wysunięcia wtryskiwaczy przed stabilizatory itd. Rysunek 8 przedstawia rozmieszczenie wtryskiwaczy w dopalaczu, podobnym do pokazanego na rysunku 2. Odległość d między wtryskiwaczami jest różna w różnych dopalaczach i zawiera się najczęściej w granicach 50—100 mm, a liczba wtryskiwaczy przeciętnie wynosi 20—30. Wtryskiwacze bywają niekiedy podwójne, w tym sensie, że podają jednocześnie paliwo w dwóch kierunkach, np. wtryskiwacze dopalacza pokazanego na rysunku 3 lub wtryskiwacze na rysunku 9. Oprócz podstawowego układu zasilania, każdy dopalacz wyposażony jest w rozruchowy układ zasilania oraz w rozruchowe urządzenia zapłonowe. Zapalenie mieszanki w dopalaczu przy temperaturze za turbiną równej 650—720 °C i przy prawidłowo rozpylonym paliwie jest możliwe bez dodatkowych urządzeń zapłonowych. Jednakże w warunkach lotu na dużych wysokościach konieczne jest źródło zapłonu w postaci np. iskry elektrycznej. Bardzo dobry rozruch na dużych wysokościach uzyskuje się wykorzystując podczas rozruchu płomień wydostający się z „gaźnika” (patrz rysunek 4), odizolowanego od strefy dużych prędkości strumienia. W „gaźniku” zapłon mieszanki odbywa się za pomocą iskry elektrycznej.



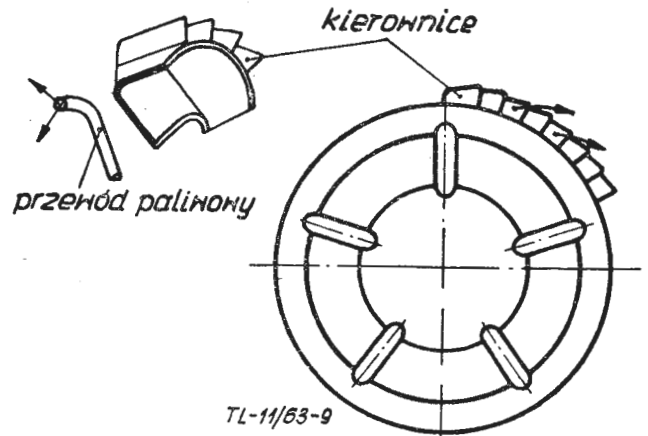
Rys. 8. Objęte płomieniem obszary wokół wtryskiwaczy

d. Stabilizatory płomienia

Stabilizatory płomienia stanowią bardzo istotny i odpowiedzialny element konstrukcyjny dopalacza. Spalanie w atmosferze silnie zanieczyszczonej spalinami, jak to ma miejsce w dopalaczach, jest możliwe tylko wtedy, jeśli prędkość przepływu nie przekracza 15—20 m/sek. Obecność stabilizatora umożliwia osiągnięcie tak niewielkich prędkości przepływu, wprowadzając tylko lokalnie, ale pozwalając na podtrzymanie ciągłości spalania w czasie pracy dopalacza. Stabilizatory mają najczęściej konstrukcję pierścieniową

wą pojedynczą (rysunki 2, 3, 4) lub podwójną (rysunek 5), jednakże w silnikach o dużych ciągach spotyka się niekiedy stabilizatory potrójne lub nawet poczwórne. Rolę stabilizatora spełnia również ostro ścięty stożek wewnętrzny dyfuzora (np. rysunek 2) lub specjalnie ukształtowany stabilizator wewnętrzny (rysunek 3). Niejednokrotnie stabilizator wewnętrzny jest połączony ze stabilizatorem pierścieniowym szeregiem specjalnie ukształtowanych żeber stabilizujących (rysunki 3, 4). Stabilizatory pierścieniowe pokrywają przeciętnie 14—23% całkowitej powierzchni na wlocie do komory spalania dopalacza.

Stabilizatory pierścieniowe wykonywane są z blach żarowytrzymałych, ich przekrój poprzeczny ma kształt kątownika o kącie między jego ramionami wynoszącym (według pomiarów statystycznych) przeciętnie 30—45°. W niektórych przypadkach, w celu zmniejszenia prędkości osiowej w dopalaczu, mocuje się na zewnętrznym obwodzie stabilizatora pierścieniowego szereg kierownic zawirowujących. Stabilizatory z takimi kierownicami pokazano na rysunku 9; przed stabilizatorem znajduje się przewód pali-



Rys. 9. Stabilizator z kierownicami zawirowującymi dopalacza silnika R. R. „Avon” R. A. 7

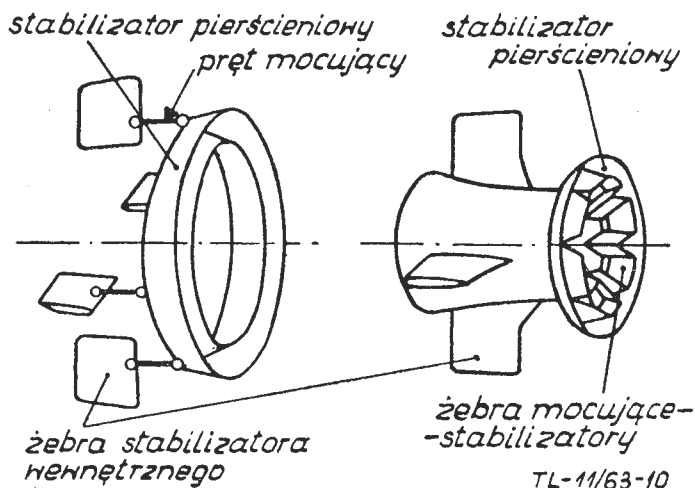
wowy z wywierconymi w nim otworami kalibrowanymi, stanowiącymi dysze wtryskowe paliwa. Na rysunku strzałkami zaznaczono kierunki wypływu strug paliwa.

Mocowanie stabilizatorów pierścieniowych we wnętrzu dopalacza wymaga specjalnej uwagi ze względu na znaczne temperatury, do jakich nagrzewają się stabilizatory podczas pracy. Na rysunku 10 przedstawiono dwa różne sposoby mocowania stabilizatorów w dopalaczach współczesnych silników radzieckich. W lewej części rysunku pokazano przykład mocowania stabilizatora do żeber, mocujących stożek wewnętrzny za pomocą prętów przegubowych, co umożliwia swobodne odkształcenia cieplne stabilizatora pierścieniowego. W prawej części rysunku 10 przedstawiono schemat konstrukcji cienkościennej, a więc wiotkiej, umożliwiającej odkształcenia cieplne w ramach lokalnych odkształceń — przeważnie sprężystych. Stabilizator pierścieniowy połączony jest ze stabilizatorem centralnym szeregiem żeber z cienkich blach o kątownikowym przekroju poprzecznym. Żebra te wywierają również działanie stabilizujące. Cały zespół stabilizatorów stanowi jedną całość i jest mocowany do zewnętrznych ścian dopalacza za pomocą czterech żeber mocujących.

Na rysunku 11 pokazano dwie wersje konstrukcyjne mocowania stabilizatorów silnika R. R. „Avon”. W lewej części rysunku stabilizator centralny stanowi całość ze stabilizatorami skośnymi (patrz rysunek 3) i trzema żebrami, mocującymi całość do ścian dopalacza. Stabilizator pierścieniowy zamocowany jest do tych żeber trzema przegubowymi wieszakami. W prawej części rysunku 11 pokazano wersję konstrukcji, w której stabilizator centralny, pierścieniowy i stabilizatory skośne stanowią całość. Cały zespół jest zamocowany do ścianki zewnętrznej dopalacza, wzmocnionej wręgą, za pomocą sześciu przegubowych wieszaków.

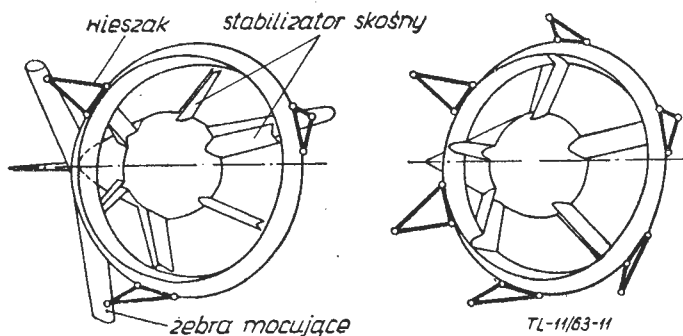
e. Konstrukcja połączeń w dopalaczu

Odcinki rurowe dopalaczy łączy się ze sobą w ten sposób, aby umożliwić swobodne odkształcenia cieplne. Dopalcacz zamocowany jest zwykle jednym końcem do korpusu turbiny



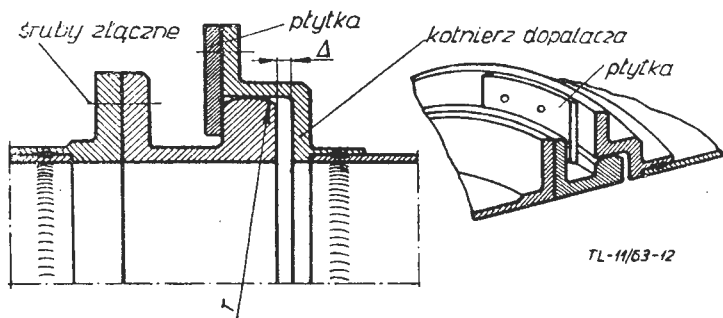
Rys. 10. Przykłady różnych sposobów mocowania stabilizatorów pierścieniowych w dopalaczach silników radzieckich

(lub do zamocowanej na sztywno do korpusu turbiny dyfuzyzowej części dopalacza), a drugim końcem podparty jest swobodnie (co odpowiada pojęciu „podpora gładka”) w specjalnej prowadnicy, przymocowanej do wzmocnionej wręgi gondoli silnikowej.



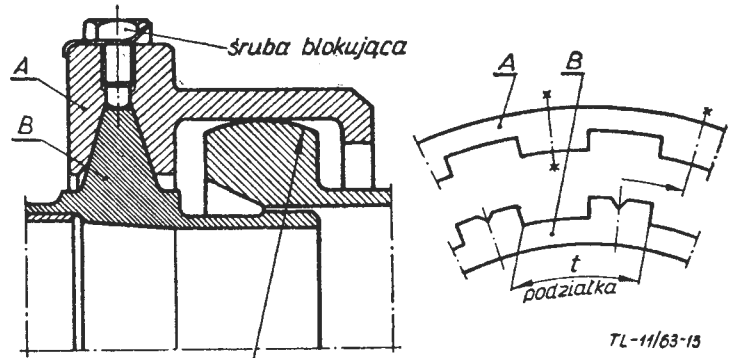
Rys. 11. Przykłady mocowania stabilizatorów w różnych wersjach dopalacza silnika R. R. „Avon” R. A. 7

Ze względu na znaczną długość dopalacza, jego odkształcenia cieplne i możliwości dokładności wykonania wszystkich części, połączenie dopalacza z korpusem turbiny silnika powinno zapewniać możliwość przesunięć zarówno wzdłużnych, jak i kątowych. Przesunięcia tego rodzaju zapewniają połączenia przegubowe pokazane na rysunkach 12 i 13. Na uwagę zasługuje prostota konstrukcji i montażu rozwiązania pokazanego na rysunku 12. Połączenie obu części ze sobą odbywa się przez nałożenie kołnierza dopalacza na kuliście ukształtowany występ, przymocowany



Rys. 12. Przegubowe połączenie dopalacza z korpusem turbiny

do korpusu, i przykręcenie śrubami kilku (np. trzech) płytek. Konstrukcja pokazana na rysunku 13 posiada w obu kołnierzach odpowiednie wycięcia, które po złożeniu należy przesunąć względem siebie (tj. obrócić względem osi symetrii dopalacza) o połowę podziałki występów i zablokować położenie śrubami.



Rys. 13. Przegubowe połączenie komory spalania dopalacza z częścią dyfuzyzową

f. Stosowane materiały

Najczęściej stosowanymi materiałami na poszczególne części dopalacza są niklowo-chromowe stopy żarowytrzymałe typu „Nimonic”. W zależności od charakteru pracy i wymaganej żywotności odpowiedniego elementu stosuje się również stale z grupy kwasoodpornych, które mają dostateczną wytrzymałość w podwyższonych temperaturach i są odporne na działanie korozyjne spalin. W niektórych przypadkach zabezpiecza się materiał przed utlenianiem i erozją przez pokrycie go np. tlenkiem glinu lub specjalnymi żarowytrzymałymi emaliami o barwach nie ulegających zmianie, nawet przy bardzo długotrwałej eksploatacji.

4. Obliczenia wytrzymałościowe

Obliczenia wytrzymałościowe przeprowadza się przede wszystkim dla samej komory spalania dopalacza, jako cenniejszej konstrukcji o dużych wymiarach geometrycznych, której grożą zarówno odkształcenia lokalne, jak i całości. Obliczenia przeprowadza się również dla wszystkich połączeń kołnierzowych, regulowanych kłap, pierścieni itd. Tutaj zostaną opisane obliczenia komory spalania dopalacza, jako różniące się zasadniczo od innych („klasycznych”) metod obliczania części maszyn.

a. Obciążenia działające

Dopalcacz silnika obciążony jest działającym na jego ścianki obciążeniem ciągłym, wynikłym z różnicy ciśnienia panującego we wnętrzu dopalacza oraz ciśnienia całkowitego, panującego w gondoli silnikowej. Podczas pracy silnika wyższe jest ciśnienie wewnątrz dopalacza, co może być groźne dla całości ścianek jedynie w warunkach niestatecznej pracy silnika i silnej pulsacji ciśnienia. Natomiast w locie nurkowym samolotu i pracy silnika na „małym gazie” wyższe jest ciśnienie na zewnątrz dopalacza, przy czym dla okołodzwiękowej prędkości lotu przy ziemi różnica ciśnień na ściankach sięga prawie 1 kg/cm². Przypadek takich warunków obciążenia grozi utratą stateczności ścianek dopalacza i jego zgnieciem.

Ciśnienie, przy którym następuje w danych warunkach utrata stateczności powłoki, nazywane jest ciśnieniem krytycznym. Wartość ciśnienia krytycznego jest tym mniejsza, im wyższa jest temperatura ścianek dopalacza, gdyż zmniejsza się wówczas moduł Younga E. Temperatura ścianek dopalacza podczas jego pracy zależy od intensywności chłodzenia i usytuowania strefy płomienia w dopalaczu. W istniejących konstrukcjach temperatura ścianek nie przekracza 600–650 °C.

b. Wyznaczanie ciśnienia krytycznego

W powłokach walcowych z przyspawanymi na ich końcach sztywnymi kołnierzami, które zapewniają utrzymanie kształtu kołowego na końcach powłok, odkształcenie two-

rzęcej może stanowić półfalę (dla proporcji wymiarów wyrażającej się stosunkiem $\frac{R}{L}$, jakie posiadają dopalacze) oraz kilka fal q na obwodzie. Na rysunku 14 pokazano schemat odkształceń po utracie stateczności.

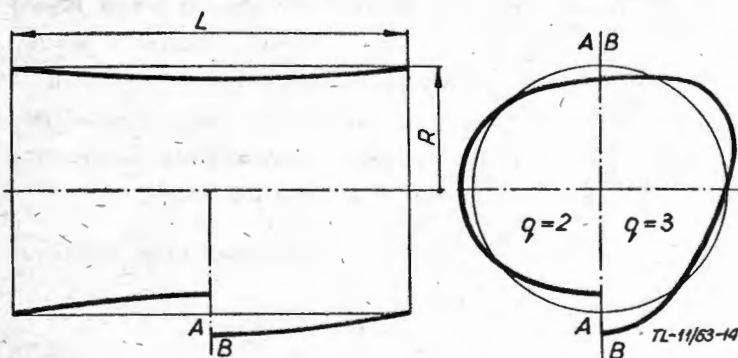
Wartość ciśnienia krytycznego zależy od początkowych odkształceń powłoki oraz działających na nią obciążeń ścisających i zginających, np. podczas wyrwania samolotu z lotu nurkowego. Ponieważ trudno jest uwzględnić wszystkie czynniki, przyjmuje się w obliczeniach pewien współczynnik bezpieczeństwa:

$$X = \frac{\Delta P_{kr}}{\Delta P} = 2-2,5$$

gdzie:

ΔP_{kr} — krytyczna różnica ciśnień
 ΔP — rzeczywista różnica ciśnień

Ciśnienie krytyczne zależy od wymiarów geometrycznych powłoki (R , L i grubości powłoki δ), od modułu Younga E i stałej Poissona ν , a także od formy odkształceń po utracie stateczności, charakteryzowanej ilością fal q powstałych na obwodzie powłoki.



Rys. 14. Schemat możliwych odkształceń rury po utracie stateczności

Ilość fal oblicza się z zależności:

$$q = 2,75 \sqrt[4]{\frac{R^3}{\delta \cdot L^2}}$$

We wzorze przyjęto stałą Poissona $\nu = 0,3$. Ponieważ ilość fal po utracie stateczności wyraża się liczbą całkowitą, otrzymany wynik zaokrągla się do najbliższej liczby całkowitej. Po wyznaczeniu ilości fal oblicza się krytyczną różnicę ciśnień z przybliżonej zależności:

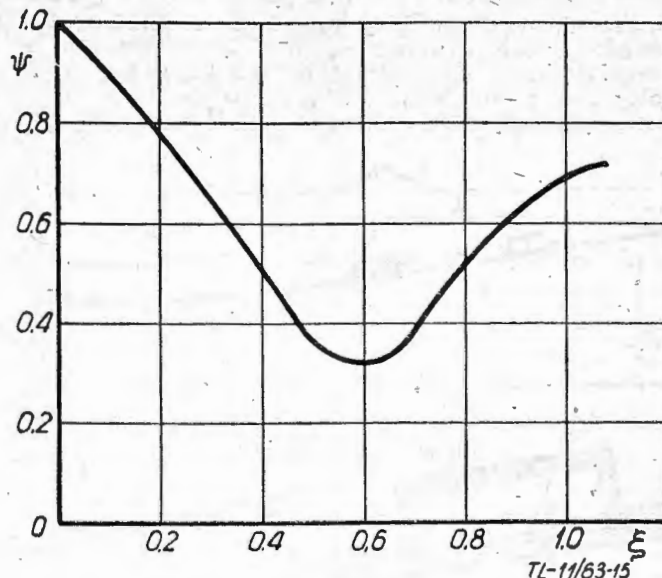
$$\Delta P_{kr} = 0,917 \psi \sqrt{\frac{E^2 \cdot \delta^5}{L^2 \cdot R^3}} \text{ [kg/cm}^2\text{]}$$

Współczynnik ψ jest funkcją parametru ξ , którego wartość zależy od kształtu powłoki oraz ilości powstałych fal po utracie stateczności. Zależność między tymi współczynnikami przedstawia wykres na rysunku 15. Parametr ξ oblicza się ze wzoru:

$$\delta = \frac{\pi \cdot R}{L \cdot q}$$

Z przytoczonych zależności widać, że ciśnienie krytyczne zmniejsza się ze wzrostem wymiarów R , L oraz ze zmniejszeniem grubości ścianki δ . Praktycznie, konstruktor może mieć jedynie wpływ na grubość powłoki δ , pozostałe wymiary wynikają z obliczeń gazodynamicznych, dopalacza i możliwości zamieszczenia dopalacza w gondoli silnikowej samolotu, dla którego konstruowany jest dopalacz.

W celu zabezpieczenia konstrukcji przed utratą stateczności rzadziej zwiększa się grubość ścianek, a prawie wyłącznie stosuje się wręgi usztywniające. W przypadku bardzo sztywnych wręg można przyjmować jako obliczeniową długość powłoki odległość między wręgami (rysunek 16). W przypadku wręg niezbyt sztywnych oblicza się zredu-



Rys. 15. Zmiana współczynnika ψ w funkcji parametru geometrycznego ξ

kowaną (zastępczą) grubość ścianki δ_{zr} przy założeniu, że moment bezwładności przekroju zredukowanego względem środka ciężkości przekroju ścianki łącznie z wręgą jest równy sumie momentów bezwładności przekrojów ścianki i wręgi (dolna część rysunku 16).

$$J_x = J_{zrx}$$

Moment bezwładności ścianki i wręgi wynosi:

$$J_x = \frac{1}{12} L \cdot \delta^3 + L \cdot \delta \cdot e^2 + J_{xwr}$$

gdzie:

L — długość rozpatrywanego odcinka powłoki
 e — odległość środka ciężkości ścianki od środka ciężkości całej powłoki (wraz z wręgą)
 J_{xwr} — moment bezwładności wręgi względem osi $x-x$.

Moment bezwładności zredukowanego przekroju powłoki:

$$J_{zrx} = \frac{1}{12} L \delta_{zr}^3$$

Z powyższych zależności wyznaczyć można zredukowaną grubość powłoki:

$$\delta_{zr} = \sqrt[3]{\frac{12 J_x}{L}}$$

Zredukowaną średnicę powłoki D_{zr} oblicza się przy założeniu, że długość L_{zr} jest równa rzeczywistej długości L oraz, że objętość walca o wymiarach zredukowanych jest równa objętości obliczanego odcinka dopalacza (o rzeczywistych wymiarach). W dopalaczach o skomplikowanych kształtach (odcinki walcowe łączone ze stożkowymi) usztywnianych wręgami o różnych profilach należy obliczać ΔP_{kr} nie tylko dla dopalacza jako całości, ale również dla odcinków między usztywniającymi wręgami. Jest to konieczne ze względu na to, że dopalacz może nie utracić stateczności jako całość konstrukcji, ale może ją utracić lokalnie na mniej sztywnych odcinkach.

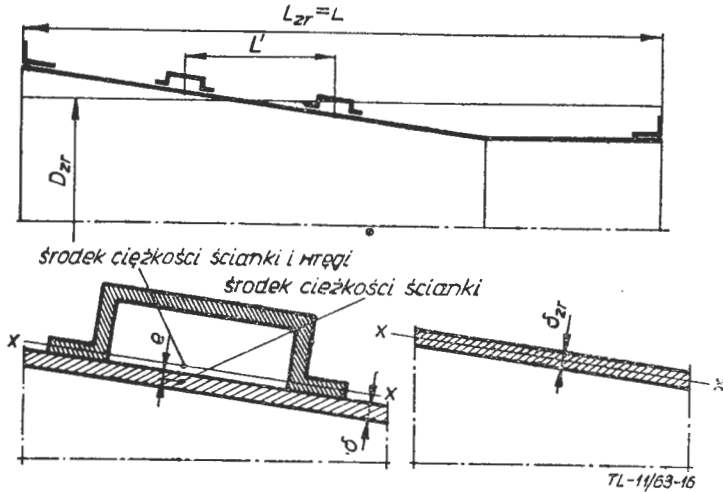
Obliczając ΔP_{kr} należy pamiętać o przyjęciu do obliczeń właściwej wartości modułu E w zależności od temperatury ścianek³⁾.

5. Niektóre uwagi o eksploatacji dopalaczy

Eksploatacja dopalacza w powietrzu, mimo bardzo daleko posuniętej automatyzacji sterowania dopalaczem, wymaga od pilotów pewnej uwagi w niektórych warunkach lotu (zwłaszcza bojowego). Na przykład, pilot po wyłączeniu

³⁾ Poza tym należy również obliczać częstość drgań własnych dopalacza, w celu porównania jej z częstością pulsacji ciśnienia w dopalaczu, wywołanej procesami spalania (przyj. redakcji).

dopalacza nie powinien natychmiast przestawiać silnika na „mały gaz”, jeżeli prędkość samolotu jest większa od pewnej dopuszczalnej prędkości (np. 700 km/godz); niektóre przepisy zakaz ten formułują w inny sposób — podczas lotu z prędkością maksymalną prędkość obrotowa silnika



Rys. 16. Schemat zmiany rzeczywistych wymiarów ścianek i kształtu geometrycznego dopalacza na wymiary zredukowane

nie powinna być mniejsza niż 75% maksymalnej prędkości obrotowej. Ograniczenia te w praktyce nie zezwalają pilotowi na natychmiastowe przejście w lot nurkowy po wyłączeniu dopalacza. Jest to konieczne ze względu na to, że ścianki dopalacza podczas jego pracy rozgrzewają się tracąc swoją sztywność do tego stopnia, że dopalacz mógłby ulec zgnieciu pod działaniem ciśnienia, jakie panuje w gondoli silnikowej, jeżeli ciśnienie we wnętrzu dopalacza spadłoby poniżej wartości dopuszczalnej. W eksploatacji ogranicza się także, prawie zawsze, czas nieprzerwanej pracy dopalacza (rzadko przekraczający 10 min). Ograniczenie to jest również spowodowane możliwością przekroczenia dopuszczalnych temperatur stabilizatora, klap regulowanej dyszy i ścianek. Przegrzanie elementów dopalacza prowadzi do odkształceń trwałych, których wielkość jest ograniczona ze względu na możliwości zakłóceń pracy dopalacza lub nawet silnika jako całości (w przypadku np. zaburzeń w prawidłowej pracy kłapy regulowanej dyszy).

W czasie kontroli okresowych obsługa naziemna samolotu powinna sprawdzać stan ścianek dopalacza. Niewielkie nawet wgniecenie może stać się przyczyną poważnego uszkodzenia dopalacza, gdyż może ono być źródłem lokalnego wyboczenia. Wnikliwa kontrola naziemna pozwala wykryć w porę drobne uszkodzenia i dokonać wymiany. Ciągła kontrola stanu dopalacza podczas eksploatacji pozwala niejednokrotnie znacznie przedłużyć jego gwarancyjny okres pracy, przeciętnie nie przekraczający 5—10% czasu pracy silnika.

Literatura

1. Stieczkin — Teoria lotniczych silników odrzutowych — Wyd. MON, 1961.
2. Sztoda i inni — Konstrukcja awiacyjnych gazoturbinnych dwigatielej — Woj. Izdat. Min. Obrony, 1961.
3. Driggs, Lancaster — Gas turbines for aircraft — The Ronald Press Company, 1955.
4. Zujew, Skubaczewskij — Kamery sgoranja wozduszno-reaktywnych dwigatielej — Oborongiz, 1958.
5. Skubaczewskij — Awiacyjne gazoturbinne dwigatiele — Oborongiz, 1955.
6. Bielikow, Nikitin — Sborka awiacyjnych dwigatielej — Oborongiz, 1959.
7. Sixth Symposium (International) on Combustion — str. 858—863 — 1956.
8. Woprosy raketnoj techniki — roczniki 1956—1960.
9. Flight — roczniki 1948—1961.
10. Interavia — roczniki 1948—1961.
11. Prospekty fabryczne i instrukcje eksploatacji turbinowych silników odrzutowych.

Mgr inż. R. SOBCZAK

Farnborough 1962

Przyrządy i układy giroskopowe

(dokończenie)

Elektryczne elementy automatyki lotniczej reprezentowane były w Farnborough w bardzo szerokim asortymencie w stoiskach wielu firm. Ze względu na olbrzymią ilość nie sposób w ramach artykułu omówić je bardziej szczegółowo, dlatego ograniczono się tylko do zestawień tabelarycznych elementów, produkowanych przez najbardziej znane firmy (tabele 1, 2 i 3).

Firma Teddington Aircraft Controls Ltd (Merthyr Tydfil, South Wales) wystawiła duży asortyment różnego typu potencjometrów, charakteryzujących się wysoką odpornością na korozję, minimalnym oporem elektrycznym w położeniu zerowym, dużą żywotnością, wysoką dokładnością, niskim poziomem szumów.

Potencjometry typu GAA — toroidalne, jednoobrotowe. Cechuje je duża różnorodność charakterystyk wyjściowych (przez odpowiednie ukształtowanie karkasów) i zakresów oporów. Istnieje możliwość zastosowania dowolnej ilości odczepów poprzez dolutowanie do dowolnego (pojedynczego) zwoju dodatkowych wyprowadzeń (nawet przy średnicy drutu ϕ 0,025 mm).

Podstawowe dane techniczne:

liniowość — min. 0,15%
 selektywność — min. 4 zwoje/1°
 moment tarcia — około 21 Gcm
 moc — 2 W
 żywotność — 2×10^6 cykli pracy
 zakres średnic — 12,7 do 39,7 mm.

Potencjometry typu GAB pierścieniowe, wieloobrotowe. Szczotka porusza się wzdłuż zwojów — co zapewnia dużą ciągłość napięcia wyjściowego (wyjście niestopniowe) i dokładność — wykonujące 40 obr. na jeden obrót wałka

napędowego. Produkowane są w wielu wersjach (charakterystyki liniowe, nieliniowe, różne wartości oporności, różne rodzaje zamocowań).

Podstawowe dane techniczne:

standartowy zakres oporności — 2 do 250 Ω ,
 moc — 3 W,
 temperaturowy współczynnik dokładności — 0,00024 $\Omega/\Omega/1^\circ\text{C}$ przy $R > 50 \Omega/\text{obr}$, 0,0006 $\Omega/\Omega/1^\circ\text{C}$ przy $R < 50 \Omega/\text{obr}$,
 maksymalna szybkość walka wejściowego — 300 obr/min,
 ruchowy moment tarcia 26,6 Gcm,
 liniowość $\pm 0,1\%$,
 żywotność — 1.10^6 pełnych cykli,
 zakres temperatur — -54°C do $+71^\circ\text{C}$,
 wymiary gabarytowe — ϕ 45,72 \times 55,3 mm,
 ciężar — 113,4 G.

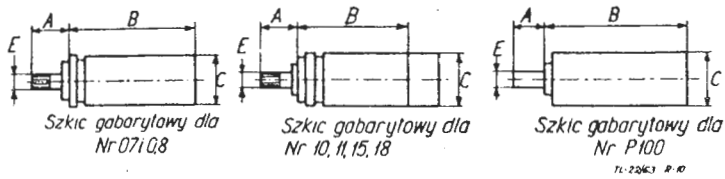
Potencjometry typu GAC — wzdłużne (o liniowym ruchu, wejściowy) wykonywane są również w wielu wersjach (z charakterystyką wyjściową liniową, nieliniową, z jednym lub dwoma niezależnymi opornikami). Wałek napędowy może się swobodnie obracać, co nie ma wpływu na napięcie wyjściowe. Jest przewidziana możliwość zewnętrznej elektrycznej zerowania w granicach 0,5 mm. Wałek napędowy może być odciągany sprężyną zwrotną (np. przy pracy w układach krzywkowych).

Podstawowe dane techniczne:

zakres skoków stopniowany w granicach: 6,35 do 25,4 mm
 co 6,35 mm, 25,4 do 127 mm, co 12,7 mm;
 zakres oporności stopniowany w granicach:

100 Ω do 1000 Ω co 50 Ω ,
 1000 Ω do 10 000 Ω co 500 Ω ,
 10 000 Ω do 100 000 Ω co 5000 Ω .

czułość — 0,05 mm i 0,12 mm w zależności od skoku i oporności;
 prąd — 5 do 70 mA w zależności od skoku i oporności;
 liniowość — min. $\pm 0,5\%$ na całym zakresie;
 żywotność — 1.10^6 cykli pracy;
 zakres temperatur — -55°C do $+65^\circ\text{C}$;
 ciężar — 113,4 G do 198,4 G;
 wymiary gabarytowe — $31,88 \times 31,88 \times 41,15$ mm (bez wystającego końca wałka).



Rys. 10. Rysunek dla odczytania poszczególnych wymiarów serwoelementów wg zapisu kodowego

Potencjometry GAD toroidalne, jednoobrotowe charakteryzują się małymi wartościami momentów oporu ruchu (0,216 do 0,576 Gcm), co osiągnięto głównie drogą odpowiedniego doboru łożysk. Wykonywane są, jak i omawiane wyżej, w różnych wersjach funkcjonalnych.

Dane techniczne:
 oporność — 250Ω do $25\,000 \Omega$,
 pobór prądu — 9 do 81 mA w zależności od zakresu,
 moc — 1,63 W,
 liniowość — w granicach 0,5% na całym zakresie,
 czułość — 0,06 do 0,3% w zależności od zakresu,
 temperatura pracy — -54°C do $+71^\circ\text{C}$,
 moment bezwładności układu ruchomego — 0,03658 Gcm²,
 ciężar — 17 G,
 wymiary gabarytowe — $\phi 25,6 \times 42,07$ mm (bez zewnętrznej części wałka).

Poza wyżej wymienionymi, wiele różnych firm prezentowało szereg innych elementów obwodów automatycznej regulacji i sterowania takich, jak wzmacniacze, miniatury

Tabela 1a
 Elementy prądu zmiennego

Vactric Control Equipment Ltd.
 Garth Road, Morden, Surrey

Typ	Numer szkicu gab. 1*)	Zasilanie			Obroty biegu jałowego	Moment obr./min	Moc maks.	Ciężar	Wymiary				
		Częstotliwość	Napięcie zasilania	Zakres napięcia					A	B	C	D (z zaciskami)	E
Silniki wykonawcze	07 08 10 11 11 15 15 18 18	400 400 400 400 50 400 50 400 50	26 26 26 115 35 115 115 115 230	6-26 10-26 10-60 20-180 6-35 20-180 20-115 20-180 20-230	9000 6200 6200 6200 2500 4800 2500 4800 2500	12 21 21 40 40 104 100 170 170	0,30 0,55 0,49 1,00 0,43 1,50 0,70 2,50 1,30	26 48 42 110 110 200 200 350 350	9,52 9,52 9,52 9,52 9,52 11,11 11,11 14,27 14,27	31,39 26,81 21,70 31,75 27,43 — — — —	16,25 19,43 24,18 27,43 27,43 39,96 39,96 44,91 44,91	— — — 43,64 43,64 43,64 43,64 49,61 49,61	3,162 3,162 3,162 3,162 3,162 4,483 4,483 4,483 4,483
Silniki synchroniczne	11 11 11	400 50 400	115 35 200/115 3 Ø 1 Ø	20-180 6-35 —	8000 1000 12000	12 12 12	1,00 0,12 1,50	110 110 110	9,52 9,52 9,52	31,75 31,75 31,75	27,43 27,43 27,43	43,64 43,64 43,64	3,162 3,162 3,162
Silnik wykonawczy tłumiony	11	400	115	20-180	2200 do 5500	40	—	160	9,52	55,55	27,43	64,44	3,162
Silnik tachogenerator	08 10 11 15	400 400 400 400	26 26 115 115	6-26 10-60 20-180 20-180	6000 6000 6000 4500	21 21 40 104	0,55 0,49 1,00 1,50	82 108 200 400	9,52 9,52 9,52 11,11	50,80 38,00 60,33 —	19,43 24,18 27,43 36,96	— — 71,42 84,12	3,162 3,162 3,162 4,433
Silnik tachogenerator z kompensacją term.	11	400	115	20-180	6000	40	1,00	235	9,52	—	27,43	76,47	3,162
Silnik indukcyjny	11	400	200/115 3 Ø 1 Ø	—	11200	80	4,0 przy 8000 obr./min	110	9,52	31,75	27,43	43,64	3,162

1* patrz rys. 10

Tabela 1b
 Elementy prądu stałego

Vactric Control Equipment Ltd.
 Garth Road, Morden, Surrey

Typ	Nr szkicu gab. 1)	Zakr. napięcia	Napięcie	Prędkość obr. biegu jał.	Moment przedk.	Odp. obr.	Moc	Ciężar	Wymiary											
									V	V	obr./min	obr./min	Gcm	W	G	A	B	C	D	E
Silniki wykonawcze	P. 100 07 08 11 15 18	6-100 6-28 6-28 6-100 6-100 6-400	6,12 i 28 6,12 i 28 6,12 i 28 6,12 i 28 6,12 i 28 6,12 i 28	9000 13000 8500 8500 7500 7000	6400 8000 5000 5000 5000 5000	80 30 50 120 220 325	5,2 2,4 2,5 6,1 11,3 16,7	130 40 70 150 315 480	12,70 9,52 9,52 9,52 11,11 14,27	53,98 39,62 44,45 50,80 57,15 63,50	33,40 16,25 19,43 27,43 36,96 44,91	— — — — — —	3,042 3,162 3,162 3,162 4,483 4,483							

1) patrz rys. 10.

Tabela 2a

Sperry Gyroscope Company Ltd.
Great West Road, Brentford, Middlesex, England

Selsyny

Nr szkicu gab.	Określenie	Oznaczenie	Nap. zasilania	
			Stojan	Wirnik
1	2	3	4	5
05	Nadajnik selsyna transformatorowy	5CX/4SL	11,8	6,3
05	Odbiornik transformatorowy	5CT/4SL	11,8	6,3
11	Nadajnik selsyna transformatorowy	11CX4a	90	115
11	Odbiornik transformatorowy	11CT4a	90	115
11	Nadajnik selsyna transformatorowy	26VIICX4a	11,8	26
11	Odbiornik transformatorowy	26VIICT4a	11,8	26
11	Nadajnik różnicowy selsyna transformatorowego	26VIICDX4a	11,8	11,8
11	Nadajnik selsyna wykonawczy	11TX4a	90	115
11	Odbiornik selsyna wykonawczy	11TR4a	90	115
11	Nadajnik selsyna wykonawczy	26VIITX4a	11,8	26
11	Odbiornik selsyna wykonawczy	26VIITR4SL	11,8	26
11	Transformator obrotowy (sinus-cosinus)	11RS4a	0/40	0/40
15	Łącze selsynowe transformatorowe nadajnik-odbiornik	15CX/CT4SL	15	1,4/0
15	Nadajnik różnicowy selsyna transformatorowego	15CX4SL	15	15
15	Łącze selsynowe wykonawcze nadajnik-odbiornik	15TX/TR4SL	90	115
15	Transformator obrotowy (sinus-cosinus)	15RS4a	0/60	0/60
15	Transformator obrotowy ze sprzężeniem zwrotnym	15RSF4SL	0/40	0/40
Nadajniki indukcyjne			tabela 2b	
			Zakres przes.	
05	Przetwornik obrotowy	05RPO	± 30°	
11	Przetwornik obrotowy	11RPOa	± 30°	
11	Przetw. obr. (dla wys. temp.)	11RPOb	± 30°	
11	Przetwornik liniowy	11LPO/30	± 0,762 mm	
11	Przetw. liniowy (dla wysokiej temperatury)	11LPO6	± 0,762 mm	

Tabela 2b

Silnik 400 Hz

08	08AY (długi)	zębnik	20
08	08 (krótki)	zębnik	26
11	11A	zwykły	115
11	11AX	zębnik	115
11	11B	zwykły	40
11	11BX	zębnik	40
11	11C	zwykły	20
11	11CX	zębnik	20
—	Silnik całk. pr. st.	zwykły	magnes stały

rowe głowice redukcyjne, silniki elektryczne i hydrauliczne (normalne i z nadajnikami sprzężenia zwrotnego) przełączniki, wyłączniki itp. Większość nowoczesnych, skomplikowanych układów automatycznej regulacji i sterowania stosowanych tak w samolotach, jak i w rakietach, stanowi tylko właściwą kompozycję tych elementów, sporządzoną w oparciu o odpowiedni schemat blokowy.

Tabela 2c

Sperry Gyroscope Company Ltd.
Great West Road, Brentford, Middlesex, England

Silniki tachogeneratorowe 400 Hz

Numer szkicu gab.	Oznaczenie	Zakończenie wałka	Napięcie (V)
8	08MGAY	zębnik	26
11	11MGA	zwykły	115
11	11MGAX	zębnik	115
11	11MGB	zwykły	40
11	11MGBX	zębnik	40
11	11MGC	zwykły	20
11	11MGCX	zębnik	20
—	—	zwykły	50
—	18477-0+przekładnia	zwykły	50
—	AP664721	zębnik	50
—	dla wys. temp.	zwykły	50

Układy giroskopowe

Awaryjny wskaźnik kursu produkcji Ferranti składa się ze wskaźnika (1), giroskopu kierunkowego (2) i przetwornicy zasilającej (3) (rys. 11). Na rysunku widać dodatkowo podłączony do przetwornicy sztuczny horyzont FH.8 (4). Informacje kursowe dostarcza wskaźnik poprzez wyskalowaną w stopniach tarczkę, zamocowaną bezpośrednio na wałku wirnika selsynu odbiorczego. Pokrętko pozwala poprzez obrót stojana selsynu zestroić wskazania wskaźnika ze wskaźnikami busoli magnetycznej. Działa ono jednocześnie jako przycisk szybkiej korekcji giroskopu. Niebieska lampka ostrzegawcza zapala się, gdy ramka zewnętrzna giroskopu odchyli się bardziej niż o 15° od położenia wyjściowego. W układzie może być zastosowany jeden z trzech rodzajów wskaźników: FDI/M/A — wymiary — ϕ 60,3 × 106,36 mm, pobór mocy 4,5 W, ciężar — 524 G; FDI/M/B — wymiary ϕ 38,1 × 112,7 mm, pobór mocy — 1,5 W, ciężar — 283 G; FDIC — wymiary — ϕ 60,3 × 106,36 mm, pobór mocy — 4,5 W, ciężar — 509 G.

Giroskop kierunkowy posiada wysoką stabilność i małą prędkość precesji, zawiera automatyczną kontrolę kąta precesji oraz kompensację magnetyczną, przeciwdziałającą efektowi obrotu Ziemi. Może być dostosowany do wprowadzenia magnetycznej korekcji położenia osi głównej. Sygnały wyjściowe przekazywane są poprzez selsyn nadawczy. Giroskop kierunkowy wykonywany jest w dwu wersjach: jako FDS.1 — montowany na wspólnej podstawie z przetwornicą tranzystorową typu FI.13A (jak na rys. 11); w podstawie zamontowane są obwody sterowania i korekcji giroskopu; FDS.1A — montowany na 4 amortyzatorach na płycie sterującej o wymiarach 277 × 277 × 35,56 (rys. 12). Busola giromagnetyczna (Gyrosyn Compass — nazwa zastrzeżona patentem) produkcji Sperry, typ C.L.6 (rys. 13) zawiera następujące główne zespoły: giroskop kierunkowy (9) typu C.L.2, wzmacniacz busoli (2) typ C.L.1A, nadajnik magnetyczny (3), skrzynkę korygująco-sterującą (4), wskaźnik (5) typu C.L.6, serwowzmacniacz (6) i skrzynkę połączeń (7). W układzie można wyróżnić dwa obwody: korekcji, którego zadaniem jest utrzymywanie osi głównej giroskopu na kierunku wskazywanym

Tabela 3a

Associated Electrical Industries Ltd.
Aircraft Equipment Group, Coventry, England

Silniki 3-fazowe 115 lub 200 V, 400 c/s. Moc podana przy 11 000 obr/min

Typ	Silnik osłonięty o pracy przerywanej		Silnik o chłodzeniu otwartym dmuchawą — praca ciągła		Silnik osłonięty chłodzony dmuchawą — praca ciągła		Wymiary gabarytowe	
	Moc	ciężar	Moc	ciężar	Moc	ciężar	Długość ^{*)}	Średnica
	KM	kG	KM	kG	KM	kG		
LK 804	0,25	0,6	0,25	0,68	0,18	0,68	89	78,3
LK 808	0,75	0,91	0,5	0,99	0,4	0,96	114,2	78,3
LK 1010	1,25	1,96	0,75	2,1	0,6	2,0	162	71,3
LK 1207	1,6	2,23	1,0	2,8	0,75	2,4	133,3	79,3
LK 1212	3,0	3,00	2,0	3,3	1,50	3,2	168	79,3
LK 1410	4,0	3,50	3,0	3,7	2,0	3,58	155,7	127,0
LK 1610	7,5	4,6	5,0	5,0	3,5	4,71	174,5	152,5
LK 1616	9,0	6,4	7,5	7,3	6,0	6,6	200,0	141,5
LK 1818	12,5	11,6	10,0	19,3	7,5	10,23	247,5	152,5

*) wymiar bez zewnętrznej części wałka.

Tabela 3b

Silniki 3-fazowe, całkowicie osłonięte, małej mocy, 115 lub 200 V, 400 c/s

Typ	Moc	Prędkość obrotowa	Moment bezwładn.	Ciężar	Rodzaj pracy	Wymiary gabarytowe	
						długość	średnica
	KM	obr/min	Gcm ²	kG	mm ⁴⁾	mm	
LK 403 ³⁾	0,0045	10 000	2,6	0,134	ciągła	60	27
LK 403	0,007	10 000	2,6	0,156	przerywana	60	27
LK 404	0,0075	10 000	3,5	0,162	ciągła	68,3	27
LK 454	0,0125	10 500	6,0	0,170	ciągła	66,7	31,4
LK 502	0,0025	6800	9,0	0,153	ciągła	52,4	36,5
LK 604	0,03	10 800	30,0	0,372	ciągła	81,0	44,6
LK 604	0,015	7000	30,0	0,372	ciągła	81,0	44,6
LK 606	0,04	10 500	41,0	0,412	ciągła	95,2	44,6
LK 606	0,025	7000	41,0	0,412	ciągła	95,2	44,6

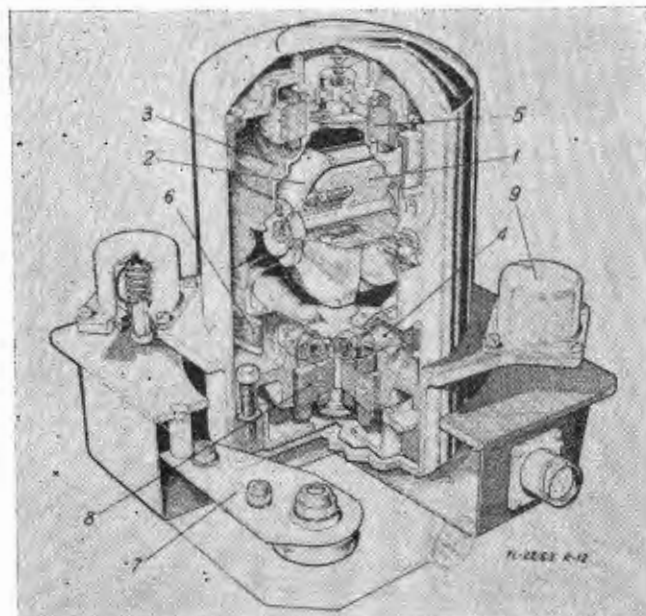
³⁾ silnik uzwojony na napięcie 115 V

⁴⁾ bez zewnętrznej części wałka napędowego

przez nadajnik magnetyczny oraz sterowania — odtwarzający położenie giroskopu przez wskaźnik. Obwody te są sprzężone między sobą. Układ działa następująco: wskaźnik busoli połączony jest elektrycznie za pośrednictwem selsynów transformatorowych z nadajnikiem magnetycznym i giroskopem kierunkowym. Zmiana kursu samolotu powoduje obrót wirnika selsyna w nadajniku magnetycznym, a tym samym wytwarza w nim napięcie „błędu”, proporcjonalne do kąta rozstrojenia selsynów. Napięcie to jest podawane na wzmacniacz busoli, który wzmacnia otrzymany sygnał i odpowiednio wysterowuje jego fazę. Wyjście wzmacniacza napędza silnik, powodujący precesję giroskopu, a tym samym rozstrojenie łączy: giroskop-wskaźnik. To z kolei wytwarza w wirniku selsyna wskaźnika odpowiednie napięcie, które wzmacnione w specjalnym dwustopniowym serwowzmacniaczu tranzystorowym napędza serwo-silnik, powodujący obrót osi wskaźnika do położenia wyzerowującego napięcie w wirniku selsyna.

Zejście z kursu osi głównej giroskopu, spowodowane precesją swobodną, powoduje obrót osi wskaźnika (zadziałanie obwodu sterowania), rozstrajając łączy wskaźnik-nadajnik magnetyczny, co natychmiast uruchamia obwód korekcji (powrót osi głównej giroskopu na kierunek nadajnika magnetycznego), a w ślad za tym — ponownie obwód sterowania (zestrojenie położenia osi wskaźnika z osią główną giroskopu). W ten sposób wskaźnik zawsze pokazuje kurs magnetyczny samolotu. Szybkość śledzenia dobrana jest tak, by z jednej strony na wskaźnik nie przeniosły się chwilowe, przypadkowe wahania magnesu i z drugiej — zsynchronizować wskazania w warunkach normalnych manewrów samolotu. W momencie włączenia busoli,

ponieważ istnieje możliwość dużego rozstrojenia układu, synchronizację przeprowadza się ręcznie, za pomocą pokrętki umieszczonego na tarczy giroskopu. Kierunek, w którym należy obracać pokrętkę, podaje specjalny wskaźnik, który otrzymuje informacje z obwodu korekcji. Zespół giroskopu jest dodatkowo zaopatrzony w potencjometr, dostarczający sygnały kursowe do autopilotów typu A.L. produkcji Sperry lub innych, wymagających podobnego



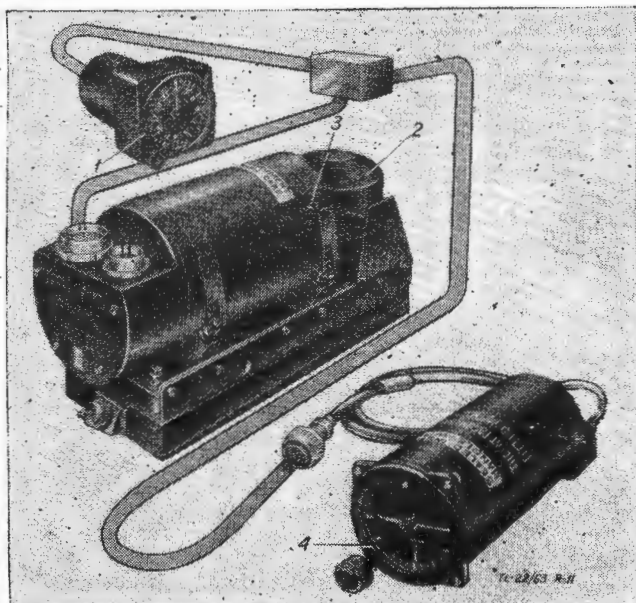
Rys. 12. Giroskop kierunkowy awaryjnego wskaźnika kursu

wejścia. Wskaźnik natomiast posiada dwa selsyny nadawcze, za pomocą których informacje kursowe mogą być przekazane do odpowiednich przyrządów (np. repetytorów). Ponadto wskazania układu mogą być korygowane za pomocą sygnałów otrzymywanych z naziemnych stacji radarowych, które wprowadzają poprawki do obwodu precesji.

Zasadnicze dane techniczne:

dokładność — min. $\pm 1^\circ$,
 czas rozruchu — 1 do 2 min — układ gotowy do pracy, 2 do 3 min — wirnik giroskopu osiąga pełną prędkość,
 zakres wychyleń — w azymucie — nieograniczony, pochylenie i przechylenie — $\pm 80^\circ$,
 synchronizacja — ręczna (przy dużym rozsynchronizowaniu) i automatyczna, z szybkością 2—3°/min,
 zasilanie — 115 V, 400 Hz, 3-fazy, 55 W; 28 V prądu st., 3,5 W,

Wymiary gabarytowe — nadajnik magnetyczny: średnica kołnierza — 121 mm, średnica puszkii — 91 mm, całkowita wysokość — 89, ciężar — 0,75 kG;
 skrzynka korygująco-sterująca: wymiary 95 × 114 × 84 mm (bez pokręteł i złącz), ciężar — 0,68 kG,



Rys. 11. Awaryjny wskaźnik kursu

wskaźnik: wymiary kołnierza 82×82 mm, wymiary puszkki $\varnothing 81,28 \times 192$ mm (bez pokręteł i złącza),

ciężar — 1,588 kG,

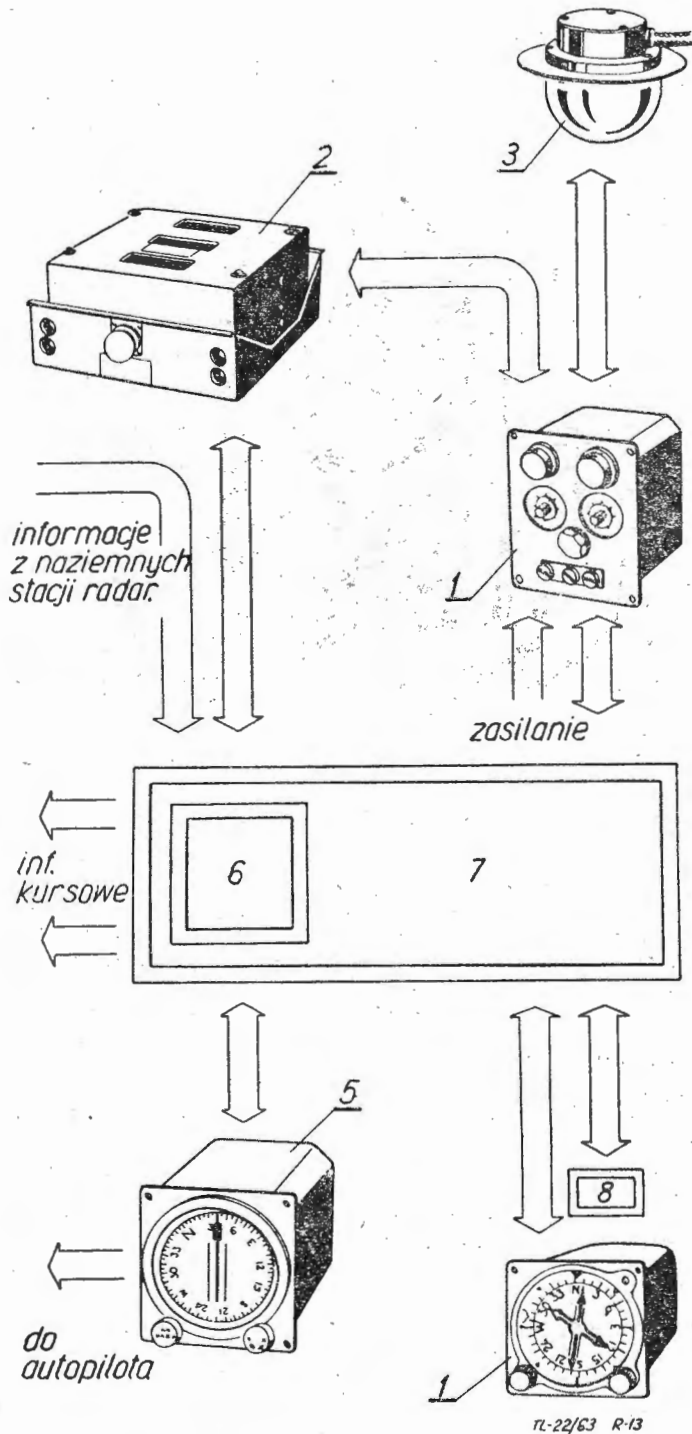
zespół giroskopu: $127 \times 133 \times 186$ mm (bez pokręteł i złącza),

ciężar — 2,92 kG,

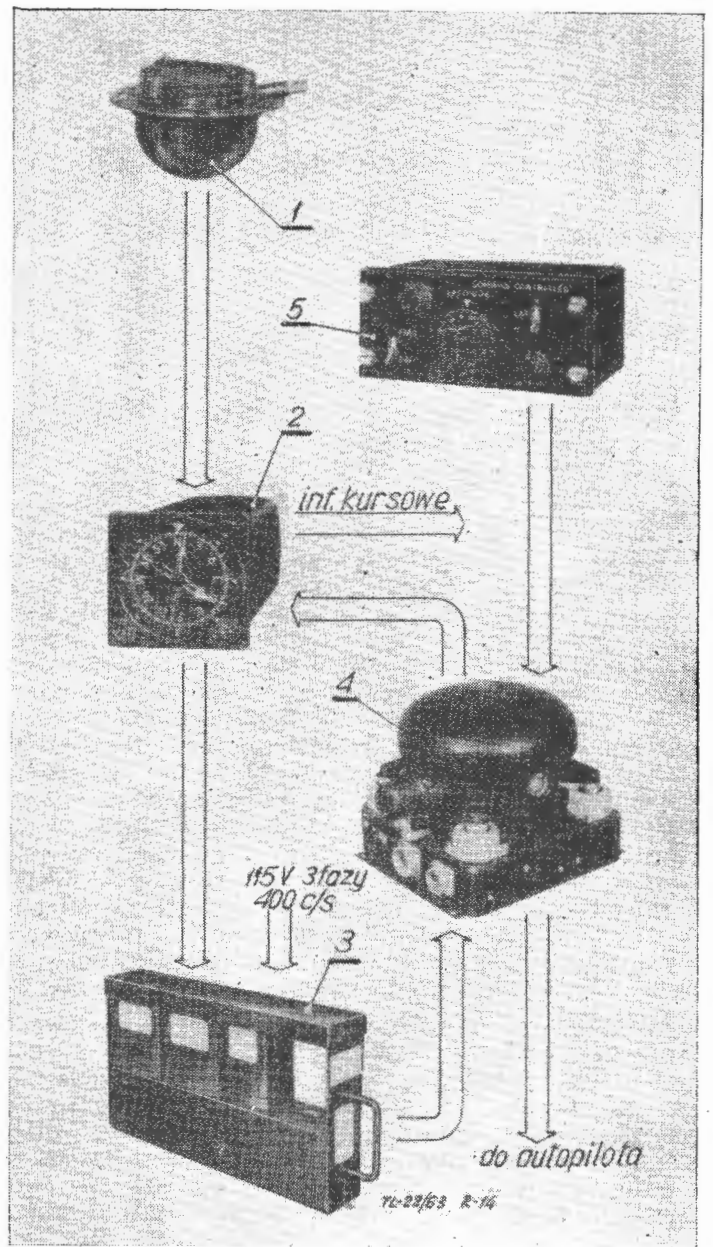
wzmocniacz busoli — $222 \times 191 \times 98$ mm,

ciężar — 2,38 kG.

Poza omówionym, firma Sperry zaprezentowała inny układ busoli giromagnetycznej typu C.L.11 (rys. 14). Składa się ona z następujących głównych zespołów: nadajnika magnetycznego (1), wskaźnika (2), bloku wzmacniaczy i zasilania (3), giroskopu kierunkowego (4) oraz skrzynki sterującej (5). Powiązania funkcjonalne układu są podobne jak w wyżej opisanej busoli C.L.6, rozwiązanie konstrukcyjne jest jednak bardziej nowoczesne, zwarte, pozwala na uzyskanie wyższych dokładności i szerszego zakresu zastosowania.



Rys. 13. Busola giromagnetyczna, typ C.L.6



Rys. 14. Busola giromagnetyczna, typ C.L.11

Blok wzmacniaczy i zasilania zawiera wzmacniacze obu obwodów: korekcji i sterowania, oraz — podłączony do sieci prądu zmiennego — rozprzodza zasilanie do wszystkich zespołów busoli. Giroskop busoli, oprócz dwóch silniczków korekcyjnych, sterowanych sygnałem odpowiednio: z nadajnika magnetycznego — dla zachowania kierunku osi głównej oraz przełączników elektrolitycznych — dla utrzymania osi głównej w płaszczyźnie horyzontu, posiada również trzeci, dodatkowy, wprowadzający precyję kompensującą odpowiednią składową obrotu kuli ziemskiej. Kierunek i szybkość tej precyji regulowane są w zależności od hemisfery i szerokości geograficznej — przełącznikiem (N—S) i gałką (szerokość geograficzna — w stopniach), umieszczonymi na skrzynce sterującej. Układ zapewnia prawidłową kompensację w każdym punkcie kuli ziemskiej. Ponadto giroskop zaopatrzony jest w nadawczy selsyn transformatorowy, co pozwala na wprowadzenie sygnałów do obwodu kierunkowego autopilota. Wskaźnik zastosowano identyczny jak w busoli C.L.6, z dwoma nadawczymi selsynami przeznaczonymi do przekazywania informacji kursowych do innych układów.

Istnieje możliwość poprzez zadanie kąta deklinacji magnetycznej uzyskania kursu geograficznego samolotu. Odpowiednie układy kompensacyjne powodują niewrażliwość busoli na zmiany napięcia i częstotliwości zasilania w granicach ich normalnych tolerancji.

Busola C.L.11 może być stosowana przy lotach w obszarach silnych zakłóceń magnetycznych oraz transpolarnych. W tych przypadkach, za pomocą przełącznika na skrzynce

sterującej, odłącza się sygnały z nadajnika magnetycznego tak, że informacje do wskaźnika dostarczane są tylko przez swobodne giro, które nawet w bardzo długich okresach czasu zachowuje wyjątkowo dokładnie położenie kursowe osi głównej (oczywiście przy odłączeniu sygnałów z busoli — na giroskop jest również wprowadzana precesja, kompensująca wpływ obrotu kuli ziemskiej). W przypadkach długiego rozstrojenia układu (z podłączonym nadajnikiem magnetycznym) istnieje możliwość szybkiego zsynchronizowania go za pomocą ręcznego pokręćła.

Charakterystyka techniczna:

zejście giroskopu z azymutu, z uwzględnieniem precesji kompensującej wpływ składowej pionowej obrotu kuli ziemskiej — max. $0,5^\circ/\text{godz.}$, w całym zakresie temperatur i wysokości, dokładność dynamiczna przy pracy z podłączonym nadajnikiem magnetycznym — $\pm 0,75^\circ$; kompensacja wpływu składowej pionowej obrotu kuli ziemskiej — od 90°N do 90°S z dokładnością min. $0,5^\circ/\text{godz.}$; czułość układu — $0,25^\circ$; synchronizacja ręczna — z szybkością $50^\circ/\text{min.}$; synchronizacja automatyczna — z szybkością 1 do $2^\circ/\text{min.}$; szybkość poziomowania osi głównej — 2 do $4^\circ/\text{min.}$; zasilanie — 115 V, 3 fazy, 400 Hz, 75 VA — przy pracy normalnej, 115 VA przy rozruchu (jest przewidziana możliwość zasilania z jednej fazy); zakres temperatur pracy — -54°C do $+71^\circ\text{C}$; zakres wysokości — 0 do 70 000 stóp (0 do 21 336 m); ciężar całości — około 8,19 kG;

Wymiary gabarytowe i ciężary poszczególnych zespołów: nadajnik magnetyczny — \varnothing kołnierza 121 mm, \varnothing puszki 89 mm, całkowita wysokość 83 mm, ciężar 0,709 kG;

giroskop kierunkowy — $184 \times 209 \times 179$ mm, ciężar 3,685 kG;

wskaźnik — identyczny jak w busoli C.L.6;

skrzynka sterująca — $146 \times 67,36 \times 100$ mm, ciężar 0,369 kG;

blok wzmacniaczy i zasilania — $62 \times 194 \times 361$ mm, ciężar 2,327 kG.

Autopilot typu lekkiego dla śmigłowca firmy Newmark

Autopilot typu lekkiego dla śmigłowca jest układem samostabilizującym, wprowadzającym stabilizację w każdym stanie lotu śmigłowca oraz zapewniającym samoczynne jego sterowanie dla utrzymania kursu, wysokości i prędkości lotu. Zastosowanie autopilota na śmigłowcu w poważnym stopniu zmniejsza ilość czynności wykonywanych przez pilota, pozwalając mu skoncentrować uwagę na innych operacjach — co prowadzi do lepszego wykorzystania śmigłowca. Autopilot ten może być zastosowany w większości produkowanych obecnie śmigłowców, jest więc uniwersalny w użyciu i łatwy w obsłudze.

Może on wykonywać następujące czynności: stabilizacja śmigłowca w pełnym zakresie przy jednoczesnej możliwości sterowania ręcznego oraz samoczynny pilotaż (utrzymywanie takiego położenia śmigłowca, jakie istniało w chwili przerwania sterowania ręcznego). Dodatkowo autopilot może zapewnić automatyczne utrzymanie kursu po włączeniu odpowiedniego nastawnika: wysokości — dwoma sposobami, poprzez sterowanie skokiem okresowym, co jest skuteczne przy prędkościach większych od prędkości minimum mocy niezmiennej oraz przez sterowanie skokiem ogólnym, co jest skuteczne w całym zakresie prędkości śmigłowca; prędkości — po włączeniu odpowiedniego nastawnika przy prędkościach powyżej 20 węzłów ($42 \text{ km}/\text{godz.}$). Ponadto przewidziana jest automatyczna kompensacja odchył kursowych, powstających w następstwie zmian położenia dźwigni skoku ogólnego. Specjalne trymery elektryczne umożliwiają pilotowi wykonywanie małych zmian położenia, kursu i wysokości lotu bez wyłączenia autopilota.

Informacje do odpowiednich obwodów sterowania wprowadzane są z trzech miniaturowych giroskopów precesyjnych typu 4000 (rys. 7) zamontowanych tak, żeby wskazywały składowe prędkości kątowe kadłuba śmigłowca względem trzech jego osi, sztucznego horyzontu (sygnały pochylenia i przechylenia), busoli (sygnały kursowe), wysokościomierza ciśnieniowego lub radiowysokościomierza oraz prędkościomierza ciśnieniowego. Sygnały z wymienionych urządzeń wprowadzone są do wzmacniacza głównego wraz z sygnałami sprzężenia zwrotnego położenia i prędkości z mechanizmów wykonawczych i tworzą zamknięte obwody sterowania pokazane na rys. 15.

Jako organy wykonawcze zastosowano tu cztery silniki pracujące w kanałach: sterowania skokiem okresowym pochylenia, sterowania skokiem okresowym przechylenia, zejścia z kursu (odchylenia) i skoku ogólnego (włączonym w przypadku sterowania wysokości metodą zmiany skoku ogólnego).

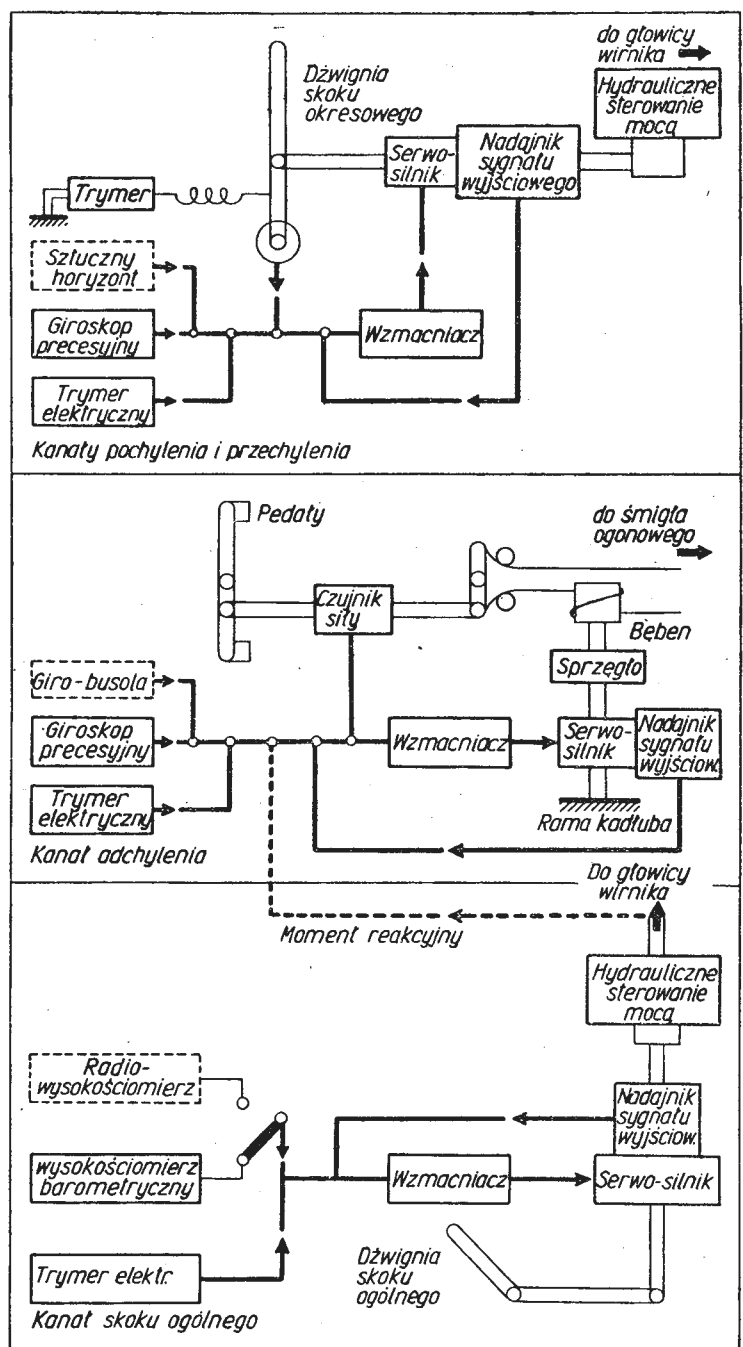
Wszystkie kanały sterowania posiadają odrębne włączniki na pulpicie sterowania, co pozwala pilotowi na selekcjonowanie zakresu pracy układu w zależności od potrzeb. Na pulpicie sterowania znajdują się ponadto gałki trymerów elektrycznych oraz lampki kontrolne i wskaźnik zeroowy, informujące o prawidłowości pracy poszczególnych kanałów autopilota.

Podstawowe dane techniczne:

ciężar — 13,6/24,8 kG w zależności od wykonania; zasilanie — 115 V, 400 Hz, 3 fazy, oraz 28 V prądu st.; pobór mocy — 85 VA prądu zmiennego, 170 W prądu st.

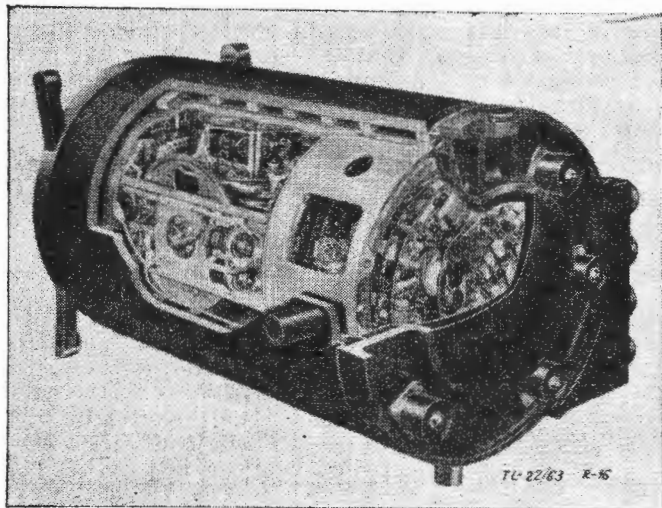
Platforma stabilizowana typ 100, produkcji Ferranti (rys. 16).

Platforma posiada cztery ramki licząc od wewnątrz. Są to: kursowa, przechylenia wewnętrzną, pochylenia i przechylenia zewnętrzną. Położenie ramki kursowej stabilizowane jest w przestrzeni sygnałami, dostarczonymi z trzech giroskopów pływających (z wewnętrznym całkowaniem prędkości wejściowych). Sygnały te wzmacnione



Rys. 15. Lekki autopilot dla śmigłowca

i przetworzone w serwowzmacniaczach przekazywane są na wykonawcze silniczki indukcyjne z reduktorami, utrzymujące odpowiednie położenia poszczególnych ramek. Niskie zapotrzebowanie mocy umożliwiło umieszczenie wzmacniaczy na ramkach, co zmniejsza do minimum liczbę koniecznych pierścieni kontaktowych i podwyższa stopień niezawodności pracy. Do stabilizacji ramki kursowej



Rys. 16. Platforma stabilizowana, typ 100

w płaszczyźnie horyzontu zastosowane są giroskopy GG.49.6G produkowane przez English Electric. Co. Ltd. na licencji USA (Minneapolis Honeywell Regulator Co.), natomiast w azymucie w bardzo dokładny giroskop T2502/T produkowany przez Ferranti również na licencji USA (Kearfott), który zapewnia otrzymanie wystarczająco dokładnych informacji kursowych w czasie kilku godzin bez wprowadzenia poprawek przez układy zewnętrzne. Nadawcze selsyny transformatorowe umieszczone na odpowiednich ramkach dostarczają informacji o położeniu i kursie samolotu, przy czym selsyn kursowy posiada błąd przekazywania mniejszy od 2'. Ramka zewnętrzna (przechylenia) sterowana jest sygnałami wyjściowymi z ramki pochylenia tak, by utrzymać zawsze prostopadłość ramki wewnętrznej (przechylenia) do ramki pochylenia. Na ramce kursowej umieszczone są trzy przyspieszeniometry typu 429037-3A produkcji Ferranti na licencji Kearfott (podobne do F.A.1), których wyjścia przeliczone przez integratory elektromechaniczne (umieszczone wewnątrz platformy) dostarczają danych o szybkości samolotu i przebytej trasie.

Przeliczenia związane z wykorzystaniem efektu Schulera (zapewnienie okresu drgań własnych — 84,4 min., upodabniająca układ do klasycznego wahadła Schulera obdarzonego tą właściwością, że położenie jego będzie zawsze oscylować wokół rzeczywistego pionu) i uwzględnieniem korekcji, wynikającej z przyspieszeń Coriolisa, spowodowanych ruchem obrotowym ziemi (oddziaływanie na przyspieszeniometry) przeprowadzane są przez układy zawarte wewnątrz korpusu platformy. Omawiana platforma stosowana w samolotach cywilnych i wojskowych o wysokich osiągnięciach jest obecnie używana w połączeniu z bardzo dokładnymi prędkościomierzami radarowymi. Schemat jej działania jest następujący: radiolokator, umieszczony w dolnej części samolotu, wysyła pod pewnym kątem do kierunku lotu fale radiowe o stałej, określonej częstotliwości. Część tych fal, odbita od powierzchni ziemi, wychwytywana jest przez antenę, przy czym ich częstotliwość na skutek efektu Dopplera różni się od częstotliwości fali emitowanej. Różnica ta, którą można dokładnie zmierzyć, jest miarą składowej prędkości. Znalezione za pomocą prędkościomierzy radarowych informacje korygują sygnały wyjściowe z integratorów, co zapewnia zachowanie wysokich dokładności pomiarów współrzędnych położenia samolotu w długich okresach czasu. W krótkich odcinkach czasu (rzędu kilkunastu minut), gdy istnieje obawa, że emitowane fale radiowe ułatwią wykrycie samolotu przez urządzenia radiolokacyjne nieprzyjaciela, niezależnie od wykonywanych manewrów, może być prowadzona z wystarczająco dużą dokładnością nawigacja czysto bezwładnościowa. Platforma zamknięta w hermetycznej obudowie, wypełnio-

nej gazem, posiada stabilizację temperaturową. Wymiennik ciepła (widoczny na rys. 16) znajduje się wokół obudowy.

Dane ogólne:

Zmiana sygnałów wyjściowych, gdy samolot wznosi się i przechodzi przez „pion”: azymut obraca się o 180°; pochylenie wzrasta do 90°, a następnie spada do 0°; przechylenie zmienia się o 180°; wymiary gabarytowe — $\Phi 343 \times 594$ mm; ciężar — 38 kG.

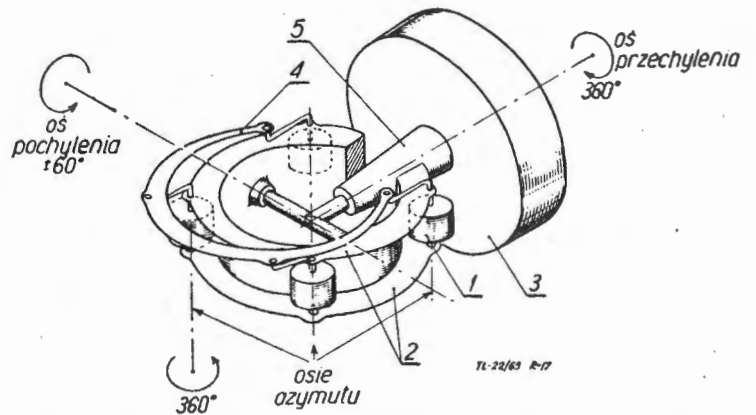
Firma Elliot (Elliot Brothers Ltd, Airport Works, Maidstone Road, Rochester, Kent) zaprezentowała dwa typy platform stabilizowanych: „trójosiową” — E3 i „czterosiową” — E4.

Platforma E3, przeznaczona głównie dla samolotów transportowych, kontroluje wychylenia: w azymucie i przechyleniu w zakresie nieograniczonym, przy pochyleniu — w zakresie $\pm 60^\circ$.

Platforma E4, posiadająca nieograniczone zakresy wychyleń wokół każdej osi, może być stosowana tak w rakietach, jak i w samolotach wykonujących wszelkie manewry.

Konstrukcja obu platform, bazując na zasadniczej myśli przewodniej, różni się radykalnie od rozwiązań konwencjonalnych i pozwala na znaczne zmniejszenie wymiarów gabarytowych i ciężarów przy jednoczesnym podwyższeniu dokładności.

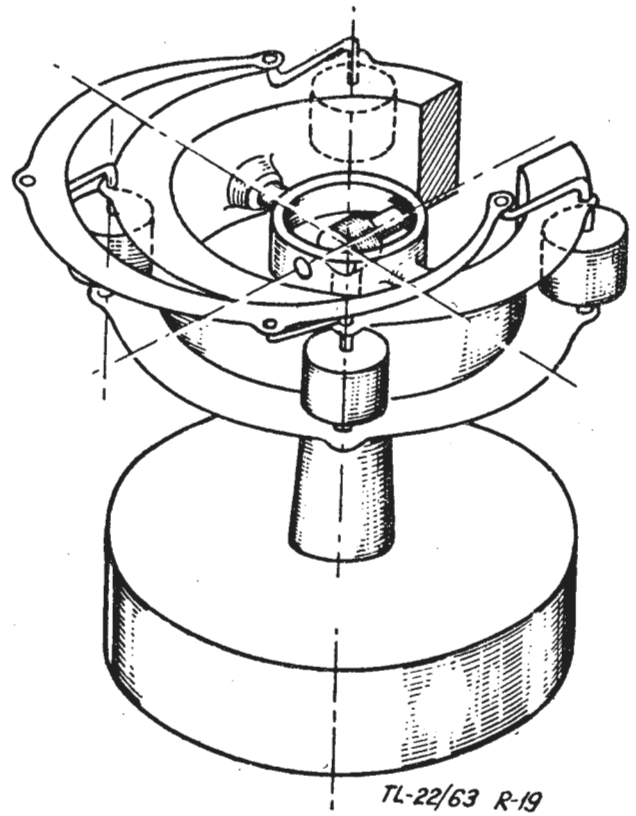
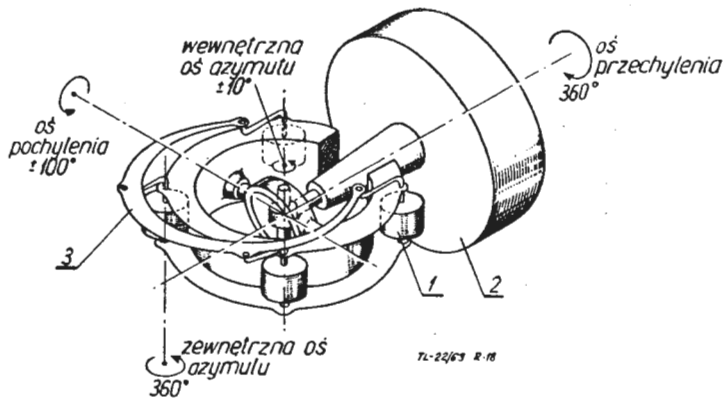
Konstrukcja platformy E3 pokazana jest schematycznie na rys. 17. Stabilizowane w azymucie nadajniki sygnałów (1): trzy giroskopy pływające z wyjściami całkowanymi, reagujące na szybkości kątowe wzdłuż odpowiednich osi oraz dwa zamknięte w jednym obwodzie przyspieszeniometry (z elektryczną sprężyną i wewnętrznym sprzę-



Rys. 17. Schemat konstrukcji platformy stabilizowanej, typ E3

żeniem zwrotnym), mierzące składowe przyspieszenia w płaszczyźnie horyzontu, zawieszane są między dwoma równoległymi pierścieniami (2), stanowiącymi jedną całość. Pierścienie te — dzięki wewnętrznej stabilizacji, w obwód której wchodzi dwa giroskopy (pochylenia i przechylenia), wzmacniacze i silniczki wykonawcze — utrzymywane są zawsze w płaszczyźnie poziomej. Wałek, umieszczony w płaszczyźnie pierścieni i odpowiednio w nich ułożyskowany, tworzy oś pochylenia. Drugi wałek, prostopadły do niego i sztywno z nim związany, ułożyskowany jest w korpusie głównym (3) i stanowi oś przechylenia. Do dolnego końca wałka każdego z 4 stabilizowanych w azymucie elementów platformy przymocowany jest układ korbowy. Wszystkie ramiona korb są ze sobą związane specjalnym półpierścieniem (4), który odpowiednio sterowany sygnałami kursowymi zapewnia stabilizację giroskopów i przyspieszeniometry w azymucie.

Schemat kinematyczny platformy E4 pokazany jest na rys. 18. Rozwiązanie konstrukcyjne jest podobne do zastosowanego w platformie E3, z tym że dodanie jednej „ramki” pozwala na stosowanie platformy E4 w warunkach pełnej akrobacji samolotu. Położenie elementów platformy przy locie poziomym widać na rys. 18. Przy pochyleniu o 90° oś wzdłużna samolotu przemieści się do położenia pionowego i wówczas oś azymutu staje się osią przechylenia, natomiast rzeczywista oś przechylenia przyjmuje rolę osi azymutu (rys. 19). Położenie elementów platformy w innych stanach lotu łatwo można sobie odtworzyć po szczegółowej analizie rys. 18 i rys. 19.



Rys. 18 i 19. Schemat konstrukc. platformy stabilizowanej, typ E4

Prof. mgr J. ANIOŁA
 Doc. dr inż. J. BAZAN
 Doc. dr inż. W. ZAPĄŁOWICZ
 Mgr inż. J. MADEJ

Wyciskanie i walcowanie łopatek sprężarkowych

1. Wstęp

Opracowany i w skrócie przedstawiony w niniejszym artykule proces technologiczny produkcji łopatek sprężarkowych miał na celu otrzymanie półfabrykatu łopatki, w którym pióro odpowiada warunkom technicznym dla gotowego wyrobu, zaś pozostała część prostopadłościenna posiada gabarytowe wymiary zamka z koniecznymi nadatkami na obróbkę.

Przeprowadzone badania dotyczyły jednego tylko rodzaju łopatki, mianowicie łopatki roboczej II stopnia sprężarki trudnej do wykonania ze względu na zbieżność i skręt pióra.

Podkreślić należy, że nowy proces zapewnia:

- Czoło zamka od strony pióra odpowiada wymiarowo warunkom dla gotowej łopatki, co najwyżej może podlegać polerowaniu.
- Odchyłki $+0,1$ mm na całej powierzchni pióra w stosunku do wymiarów nominalnych.
- Odpowiednie własności wytrzymałościowe łopatki i gładkość powierzchni pióra.

Projektowany proces technologiczny przewiduje dwa etapy produkcyjne. Pierwszy obejmuje operację wyciskania półfabrykatu w ten sposób, że w narzędziu pozostaje prostopadłościenna część przewidziana na zamek, wyciśnięte zaś pióro posiada przekrój poprzeczny jednakowy na całej długości i odpowiadający przekrojowi łopatki u nasady pióra. Czoło zamka od strony pióra uzyskuje przy tym kształt i wymiary odpowiadające wymaganiom dla gotowej łopatki.

Drugi etap obejmuje walcowanie periodyczne pióra łopatki, obcinanie wypływkę i ostateczne po obróbce cieplnej kalibrowanie na walcach periodycznych, po którym uzyskuje ono wymagane wymiary, gładkość powierzchni i wytrzymałość.

Materiałem wyjściowym do badań był stop WD-17 trudnoobrabialny plastycznie. Uzyskane w tak trudnych warunkach wyniki pozytywne gwarantują tym bardziej możliwość zastosowania tego samego procesu przy użyciu stopów i metali bardziej plastycznych.

2. Skład chemiczny i własności wytrzymałościowe stopu WD-17

Stop WD-17 jest w zasadzie stopem trójskładnikowym: aluminium-miedź-magnez z niewielkimi domieszkami manganu, żelaza, krzemu i cynku. Należy więc do stopów typu zbliżonego do duraluminium, od których różni się tylko obniżoną zawartością miedzi i podwyższoną zawartością manganu i cynku. Tak zmieniony w stosunku do duraluminium skład chemiczny zabezpiecza odpowiednią żaroodporność stopu, umożliwiając pracę wykonywanych z niego elementów przy podwyższonych temperaturach, nawet 250 do 300 °C, nie polepsza jednak jego własności plastycznych.

Przyczyną niskiej plastyczności stopu jest jego skład fazowy, wynikający z jego składu chemicznego.

Skład chemiczny stopu mieści się w następujących granicach:

Skład fazowy stopu jest, jak stwierdzono, następujący:

- faza *a* stanowiąca roztwór stały miedzi i magnezu w aluminium,
- faza Al_2Mn_2Cu
- faza $AlSiMnFe$
- faza $Al_{12}Mn_2Cu$
- faza $CuAl_2$

Tabela 1

Skład chemiczny stopu WD-17

Lp.	Nazwa składnika	Granice zawartości procentowej
1	Miedź	2,6—3,2
2	Magnez	2,0—2,4
3	Mangan	0,45—0,7
4	Tytan	maks. 0,2
5	Żelazo	maks. 0,3
6	Krzem	0,3
7	Cynk	0,1
8	Aluminium	reszta

Przy obecności tytanu może wystąpić dodatkowo: faza 6 — $TiAl_3$, a poza tym inne, w mniejszej ilości i o mniejszym znaczeniu. Faza $CuAl_2$ występuje w przypadku zawartości miedzi bliskiej górnej granicy podanej w tabeli 1. Faza ta wraz z fazą Al_2CuMg powoduje obniżenie plastyczności stopu w stosunku do duraluminium oraz wydatne podwyższenie jego wytrzymałości.

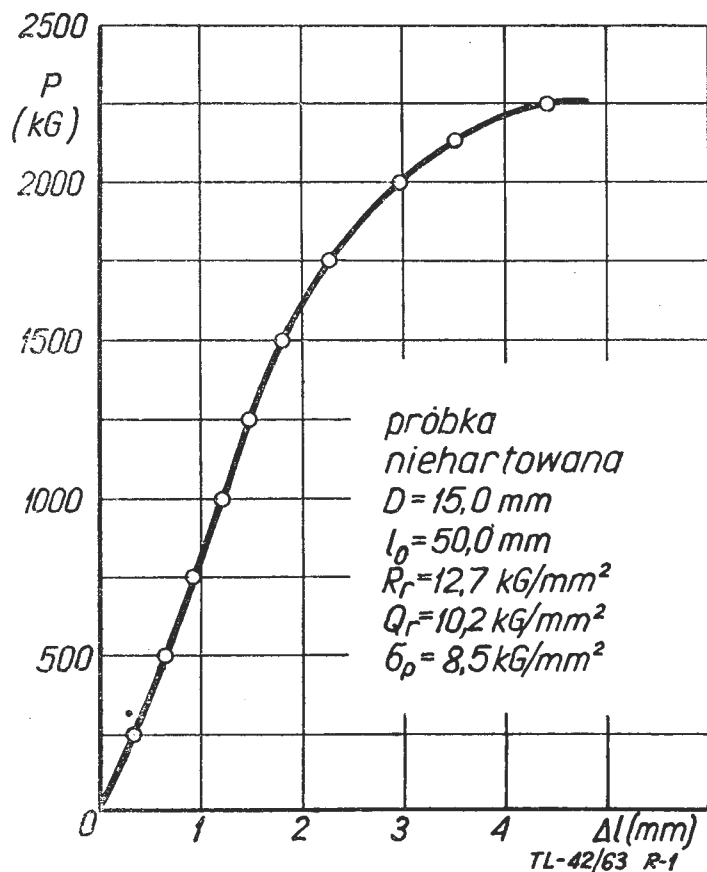
Hartowanie stopu po uprzednim ogrzaniu do temperatury $500^\circ C \pm 3/5$ powoduje zatrzymanie faz zmniejszających plastyczność w roztworze stałym w stanie quasi-równowagi i na skutek tego podwyższenie własności wytrzymałościowych.

Przy temperaturach pokojowych stop WD-17 zachowuje się tak jak materiał kruchy. Wskazują na to próby rozciągania i spęczania (rys. 1 i 2).

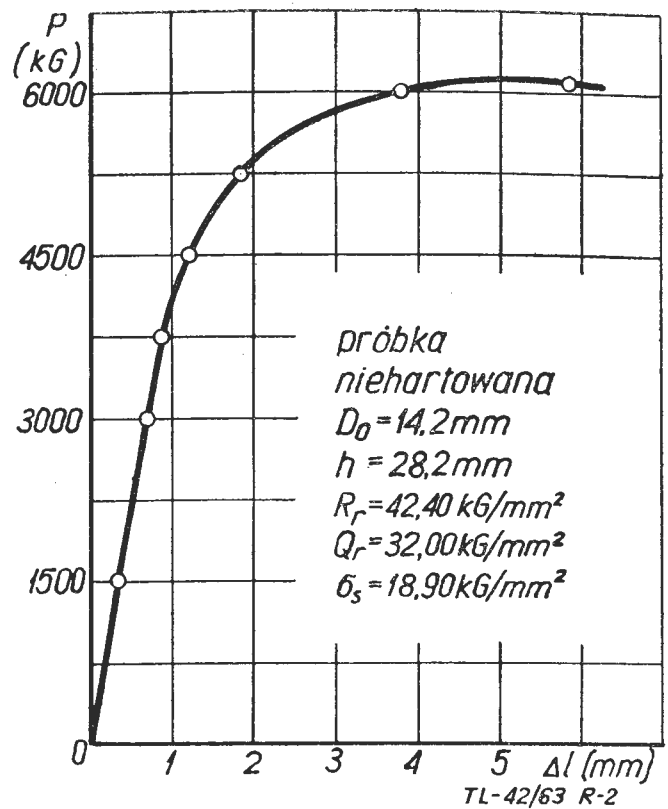
Własności wytrzymałościowe badanego stopu na podstawie szeregu przeprowadzonych pomiarów przedstawiają tabele 2 i 3.

Charakterystyczne jest przy tym, że wartości dotyczące rozciągania (choć średnie z 6 pomiarów) odbiegają od podanych przez Łużnikowa (dissertacja na kandydata nauk 1958).

Widać więc, że zarówno zmiany składu chemicznego, nawet w granicach podanych w tabeli 1, jak i różnice w stopniu przerobu (badany stop był walcowany, przeciągany i przekuty), powodują znaczne zmiany własności wytrzymałościowych.



Rys. 1. Wykres rozciągania stopu WD-17. Widać charakterystyczny dla materiałów kruchych brak wyraźnej plastyczności



Rys. 2. Wykres spęczania stopu WD-17

Własności wytrzymałościowe stopu WD-17 w różnych temperaturach według Łużnikowa przytoczono w tablicy 4.

3. Zachowanie się stopu WD-17 podczas wyciskania

Jak już wspomniano na wstępie, pierwszym etapem procesu technologicznego produkcji łopatek jest wyciskanie. W celu zorientowania się co do rzędu wielkości sił wystę-

Tabela 2

Własności wytrzymałościowe stopu WD-17 wynikające z prób rozciągania

Wartość	Jednostka	Próbka hartowana	Próbka niehartowana
Granica proporcjonalności σ_p	kg/mm^2	39,0	19,8
Granica plastyczności (odkształcanie trwałe 0,2%) — $Q_{0,2}$	kg/mm^2	43,5	23,0
Wytrzymałość doraźna R_r	kg/mm^2	48,5	29,6
Wydłużenie względne A_5	%	11	11,2
Twardość HB	kg/mm^2	104	75

pujących w czasie operacji wyciskania, przeprowadzono teoretyczne rozważania, oparte na obliczeniach Gubkina.

W ich wyniku, dla wyciskania na zimno otrzymano następujące wyniki nacisków jednostkowego i całkowitego.

$$\sigma_{max} = 121,5 \text{ kg/mm}^2$$

Tabela 3

Własności wytrzymałościowe stopu WD-17 wynikające z prób spęczania

Wartość	Jednostka	Próbka hartowana	Próbka niehartowana
Granica proporcjonalności σ_s	kg/mm^2	71,0	18,9
Granica plastyczności $Q_{0,2}$	kg/mm^2	71,5	32,0
Wytrzymałość doraźna R_r	kg/mm^2	72,0	42,4
Stosunek spęczania	%	26	40

Tabela 4

Własności wytrzymałościowe stopu WD-17 w różnych temperaturach (wg Łużnikowa)

Temperatura °C	E	σ_p	$Q_{0,2}$	R_r	A_{10}
	kG/mm ²				
20	7300	28,0	33,0	50,0	15,0
100	6900	25,0	29,0	45,5	16,0
150	6577	27,3	30,2	43,6	16,0
200	6563	23,2	27,5	38,0	16,0
250	6500	13,0	17,0	24,0	16,9
300	5500	9,6	11,4	17,4	21,5
350	4500	3,0	6,0	11,0	27,6
400 *)	3500	1,5	3,0	5,7	35,5

*) Wartości te ustalono przez ekstrapolację funkcyjną i dlatego traktować je należy jako orientacyjne

oraz

$$P_{max} = F_o \cdot \sigma_{max} = 97,5 \text{ t}$$

Otrzymana na drodze teoretycznej wartość nacisku stempla potrzebnego do wyciśnięcia półfabrykatu łopatkki na zimno może być tylko orientacyjna ze względu na niedoskonałość wzoru Gubkina z jednej strony oraz z drugiej — na poczynione uproszczenia konieczne ze względu na skomplikowany kształt przekroju łopatkki. Właściwą wartość nacisku mógł więc dać tylko eksperyment.

Jak już wspomniano, stop WD-17 jest stopem kruchym. Zanim więc zostały przeprowadzone próby wyciskania profilu łopatkki, wykonano badania wstępne, w celu uzyskania informacji dotyczących zachowania się tego stopu podczas wyciskania.

Wykonano więc próbne narzędzie do wyciskania pręta okrągłego, dające stopień przerobu (stosunek powierzchni przekroju pręta wsadowego do powierzchni przekroju pręta wyciśniętego) 1:2,4, przy czym matryca została wykonana bez części kalibrującej. Przeprowadzona próba wykazała pęknięcie powierzchni pręta podczas wyciskania.

Z teorii przeróbki plastycznej wiadomo, że metale kruche, poddane obciążeniu wywołującemu u nich trójwymiarowy stan naprężeń u odpowiednim wzajemnym stosunku naprężeń głównych, zachowują się jak metale plastyczne. Taki trójwymiarowy stan naprężeń w wyciskaniu metalu wywołać można przez wprowadzenie w matrycy części kalibrującej o odpowiedniej wysokości. Oczywiście jasne jest, że im wyższa jest część kalibrująca matrycy, tym wyższy jest opór wyciskania.

Dla określenia optymalnej wysokości części kalibrującej matrycy wykonano — poza wspomnianym — jeszcze cztery narzędzia o różnej wysokości części kalibrującej matrycy. Gładką powierzchnię wyciśniętego pręta uzyskano przy wysokości części kalibrującej 8 mm.

Średnie wielkości oporu płynięcia z 6 pomiarów przedstawia tabela 5.

Ze względu na nieregularny kształt przekroju poprzecznego wyciskanego półfabrykatu łopatkki można się było spodziewać, że opór płynięcia będzie jeszcze większy niż to podano w tabeli 5.

4. Wyciskanie profilu półfabrykatu łopatkki na zimno

Zaprojektowana technologia wyciskania półfabrykatu łopatkki tym się różni od znanego już procesu, że po wyciśnięciu żądanej długości półfabrykatu pióra, w narzędziu

Tabela 5

Wielkości oporów płynięcia przy wyciskaniu prętów ze stopów WD-17 przy różnych wysokościach części kalibrującej matrycy

Lp.	Wysokość części kalibrującej matrycy mm	Średnica pręta w mm		Opór płynięcia kG/mm ²
		wyjściowego	wyciśniętego	
1	0	14,0	9,25	116
2	1	13,97	9,0	125
3	2	14,0	9,0	140
4	4	13,98	9,0	162
5	8	14,0	9,0	180

pozostaje odpowiednio uformowana część łopatkki, z której za pomocą obróbki skrawaniem ma powstać zamek.

Obok przewidywanego wysokiego nacisku potrzebnego do uformowania półfabrykatu pióra, spodziewać się należało możliwości powstawania krateru w części łopatkki pozostającej w narzędziu, który zawsze towarzyszy procesowi wyciskania, powstawania stożka poślizgu, niebezpiecznego ze względu na istniejący ujemny kąt pomiędzy piórem i czołem zamka, a ponadto trudności w opróżnianiu narzędzia po wyciśnięciu.

Jak wykazały próby wyciskania — najpierw prętów okrągłych, opisane w rozdziale 3, a następnie łopatek o zadanym profilu — ta ostatnia trudność była najistotniejsza. Przed przystąpieniem do konstrukcji narzędzia ustalono zarówno wymiary półfabrykatu, jaki zamierzano otrzymać, jak i wymiary wsadu.

Szerokość i grubość części łopatkki pozostającej w narzędziu odpowiadała gabarytowym wymiarom zamka, zwiększonym o naddekt na obróbkę skrawaniem, który przyjęto 0,75 mm na stronę.

Na podstawie pomiarów przytoczonych w rozdziale 3, przewidywany opór płynięcia przyjęto na 200 kG/mm². Ciśnienie w narzędziu podczas wyciskania wynosić więc miało 20 000 atn, zaś nacisk na stempel około 160 ton.

Odpowiednio do tych warunków dobrano konstrukcję narzędzia. Zasadniczymi jego częściami były: 1) prowadnica, 2) matryca, 3) stempel.

Część 1 i 2 zaprojektowano dwudzielnie z hartowanej i odpuszczonej do twardości $HR_c \approx 60$ stali chromowej NC10. Ze względu na olbrzymie ciśnienie wewnątrz narzędzia, prowadnicę wraz z matrycą umieszczono w panczerze ze stali WCV. Odpowiednia podstawa pod matrycę miała umożliwić swobodne płynięcie pióra. Zbieżność zarówno prowadnicy, jak i matrycy, przy kącie zbieżności większym od kąta tarcia, miały ułatwić rozbieranie narzędzia przy wyjmowaniu wyciśniętego półfabrykatu. Obok matrycy i prowadnicy, zahartowany został pancierz oraz podstawa matrycy, zaś powierzchniowo zahartowano podstawę narzędzia w miejsce, gdzie wspiera się podstawa matrycy. Oprócz tego — dla uniknięcia wysadzania matrycy ku górze — wykonano nakręcaną na pancierz pokrywę.

Pierwszą próbę wyciskania przeprowadzono na ołowiu i czystym (99,5%) aluminium.

Przy wyciskaniu ołowiu wyraźnie wystąpił wpływ nierówności wsadu na rwanie się krawędzi wyciśniętego pióra. Przy wyciskaniu aluminium, jako wsadu użyto zarówno prostopadłościennych odcinków pręta, jak i ściętych, pod kątem odpowiadającym kątowi pochylecia czoła zamka łopatkki od strony pióra, do osi łopatkki. Przy użyciu pierwszych spostrzeżono, że wyciśnięte pióro ma tendencję do wyginania się. Spostrzeżenia te wpłynęły na odpowiedni dobór kształtu pręta, jak również stopnia gładkości jego powierzchni.

Na prasie o nacisku 350 ton wyciśnięto na zimno półfabrykat łopatkki. Pomierzony nacisk wynosił średnio 305 t, czyli opór płynięcia — 380 kG/mm². Hartowany stempel narzędzia musiał być wykonany trzykrotnie, gdyż nie wytrzymał więcej jak trzy próby, rozlatując się na szereg drobnych części. Wyciśnięte pióra, pomimo gładkich powierzchni pręta wsadowego i obfitego smarowania, pękały w charakterystyczny „choinkę”. Nawet próby wyrównania szybkości płynięcia przez odpowiedni dobór kształtu części kalibrującej matrycy lub przez wykonanie zaokrąglenia w narożach profilu łopatkki nie spowodowały zmniejszenia tendencji do pęknięcia (rys. 3).

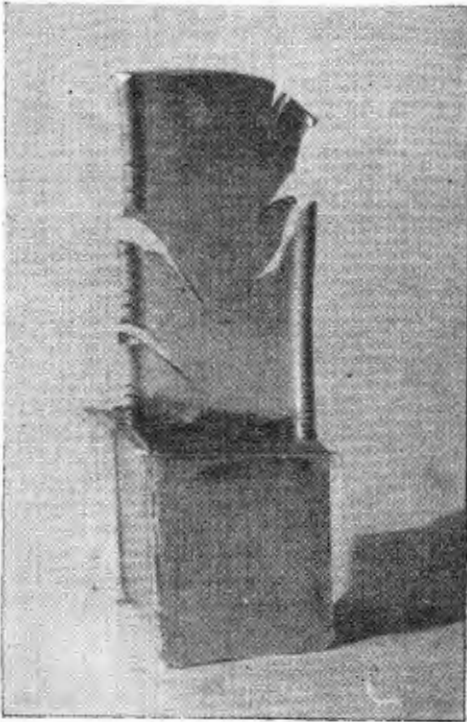
Z prób tych można było wyciągnąć wniosek, że przyjęta wysokość części kalibrującej matrycy 8 mm była niewystarczająca i stop zachował się w dalszym ciągu jak metal kruchy. Oczywiście jednak było, że dalsze powiększanie wysokości części kalibrującej matrycy spowoduje powstawanie jeszcze większego oporu płynięcia i dalszy, niebezpieczny wzrost ciśnienia w narzędziu, które wynosiło podczas omawianych prób 38 000 atn.

W takim stanie rzeczy konieczne ze względów bezpieczeństwa i możliwości technologicznych okazało się zastosowanie wyciskania na gorąco.

5. Wyciskanie profilu półfabrykatu łopatkki na gorąco

Przed opracowaniem procesu wyciskania na gorąco zbadano współczynnik rozszerzalności cieplnej stopu WD-17. Wykonano 6 próbek dla pomiarów dylatometrycz-

nych, po dwie z materiału otrzymywanego w każdej dostawie. Przykładowe zestawienie wyników pomiarów dla współczynnika rozszerzalności odczytanego z wykresu urządzenia samopiszącego dylatometru oraz obliczonego z danych pomiarowych dla dwóch różnych próbek, dających skrajne wartości, przedstawia rys. 4.

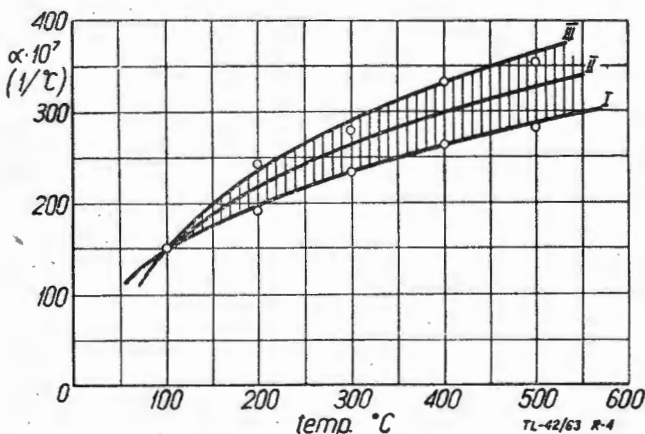


Rys. 3. Próbną łopatkę ze stopu WD-17 wyciśniętą na zimno. Widać charakterystyczne pęknięcia pióra „w choinkę” oraz wypłytki no krawędziach podziału narzędzia

Próby wyciskania na gorąco przeprowadzono począwszy od temperatury wsadu 200 °C i temperatury narzędzia 150 °C. Przyjęcie tak niskich temperatur podyktowane było dążeniem do jak najdogodniejszych warunków pracy i możliwie najtańszej technologii. Próby te nie dawały efektów, pomimo podwyższonej temperatury zarówno wsadu, jak i narzędzia, oraz prób wyrównania szybkości płynięcia na całej szerokości pióra przez odpowiednie kształtowanie części kalibrującej matrycy oraz samego otworu matrycy. Dopiero przy odpowiednio wysokiej temperaturze wsadu uzyskano zadowalające efekty.

W celu uzyskania optymalnych parametrów technologicznych przeprowadzono cały szereg prób wyciskania przy wyższych temperaturach wsadu i narzędzia.

Trzeba podkreślić, że przy zbyt niskich temperaturach wsadu i narzędzia, chociaż wielkości oporów płynięcia są wystarczająco małe dla wprowadzenia procesu wyciskania w skali przemysłowej, jednak na brzegach wyciśniętego pióra powstają pęknięcia. Usunięcie tej wady jest oczywiście możliwe przez zwiększenie wysokości części kalibrującej matrycy. Powodowałoby to jednak wzrost koniecznego nacisku, a zatem bardziej racjonalne wydawało się podwyższenie temperatur wyciskania.

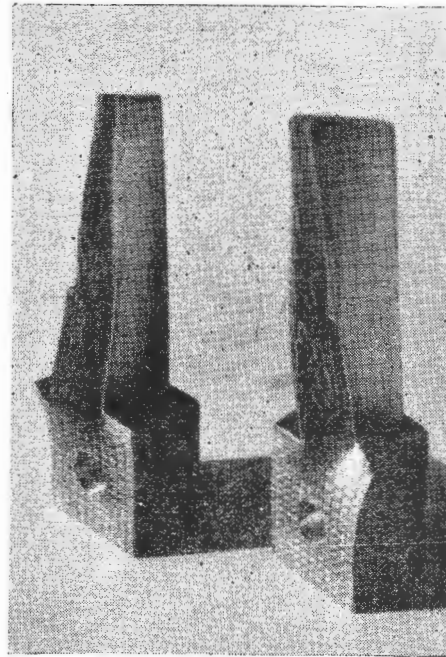


Rys. 4. Wykres współczynnika rozszerzalności liniowej stopu WD-17 w zakresach temperatur od 50 do 500 °C

Wzrost temperatur wsadu i narzędzia powyżej optymalnych powodował zjawisko przylepiania się wyciskanego metalu do matrycy, pomimo obfitego smarowania stopionym lojem lub mieszaniną stopionego łożu i grafitu. Zjawisko to występowało nadal po zmianie materiału matrycy na stal WWN1. Zauważono przy tym, że w miarę wzrostu temperatury wsadu pogarszają się warunki smarowania, przez co opór płynięcia maleje nieproporcjonalnie do wzrostu temperatury, a w niektórych przypadkach nawet rośnie.

Sprawdzenie sposobu rozłożenia włókien metalu po wyciśnięciu pióra łopatką, który ma zasadnicze znaczenie dla wytrzymałości i trwałości tego elementu w trakcie jego eksploatacji, przeprowadzono w następujący sposób:

Wsad przeznaczony do wyciśnięcia łopatką złożono z dwóch części: raz w ten sposób, że stanowił on kawałek normalnego pręta o wymiarach podanych, przeciętego płaszczyzną symetrii równoległą do jego dłuższych krawędzi, drugi raz płaszczyzną równoległą do krawędzi krótszych. Przed wyciśnięciem z tak przygotowanego wsadu normalnego półfabrykatu, na wewnętrznej powierzchni każdej części nacięto siatkę o wymiarach oczka 2 × 2 mm. Nie trzeba głębszej analizy, aby uzyskany rozkład włókien metalu określić jako bardzo korzystny z punktu widzenia wytrzymałości gotowej łopatką (rys. 5).



Rys. 5. Rozkład włókien metalu po wyciśnięciu

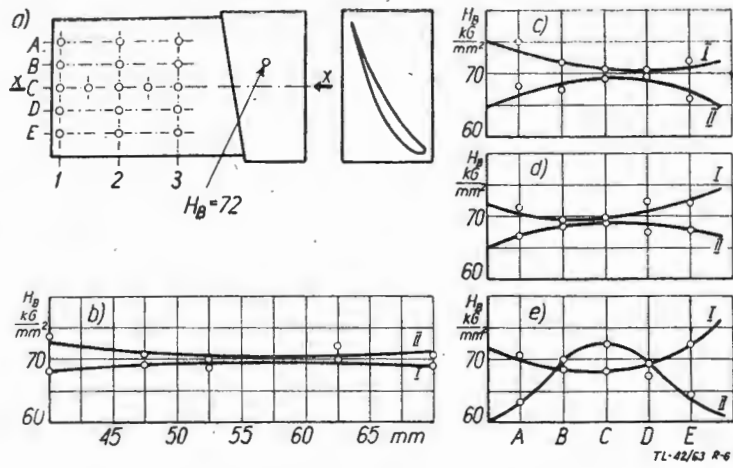
Obok rozkładu włókien sprawdzono dla wyciśniętego półfabrykatu rozkład twardości (rys. 6). Ze średnich wartości liczb dla pewnych przekrojów pióra widać, że wyciskanie na gorąco podwyższa twardość stopu jedynie nieznacznie.

6. Walcowanie periodyczne i operacje uzupełniające

Proces walcowania periodycznego opracowano tak, aby był jak najbardziej ekonomiczny. Chcąc uniknąć wyżarzania po wyciskaniu zastosowano walcowanie na gorąco, a nie na zimno. Walcowanie prowadzone na gorąco zmniejsza przy tym w stosunku do procesu odbywającego się na zimno wielkości potrzebnych nacisków tak, że konstrukcja całości przeznaczonych do tego celu urządzeń może być lżejsza.

Biorąc pod uwagę opór plastyczny stopu WD-17 według tabeli 4, przeprowadzono tzw. kalibrowanie segmentów wykuwającego kształt łopatką. Konstrukcję tych segmentów dostosowano do posiadanej walcarki laboratoryjnej (rys. 7). Walcarka musiała oczywiście zostać odpowiednio przystosowana do walcowania periodycznego przez wprowadzenie odpowiedniej regulacji położenia walców oraz usztywnienie.

Próbne walcowanie łopatką na zimno wykazało, że na brzegach pióra powstają pęknięcia na skutek różnej prędkości płynięcia materiału wzdłuż jego przekroju poprzecznego przy małym wydłużeniu metalu w temperaturze pokojowej.

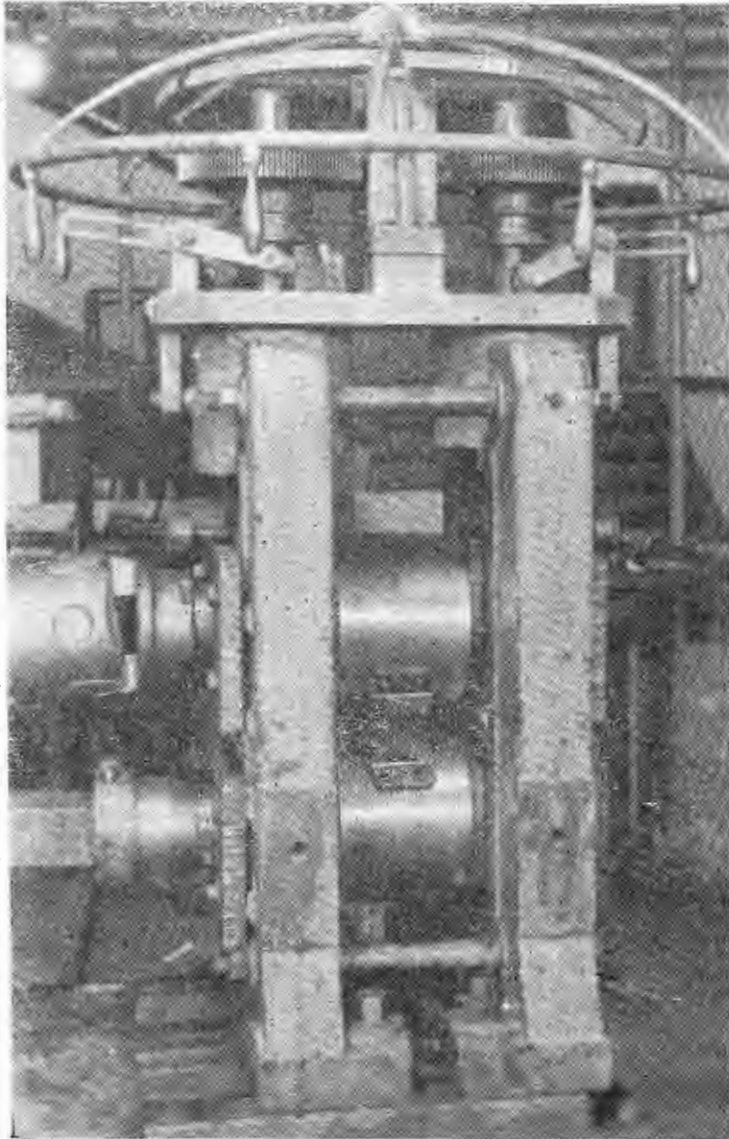


Rys. 6. Twardość pióra łopatki po operacji wyciskania:

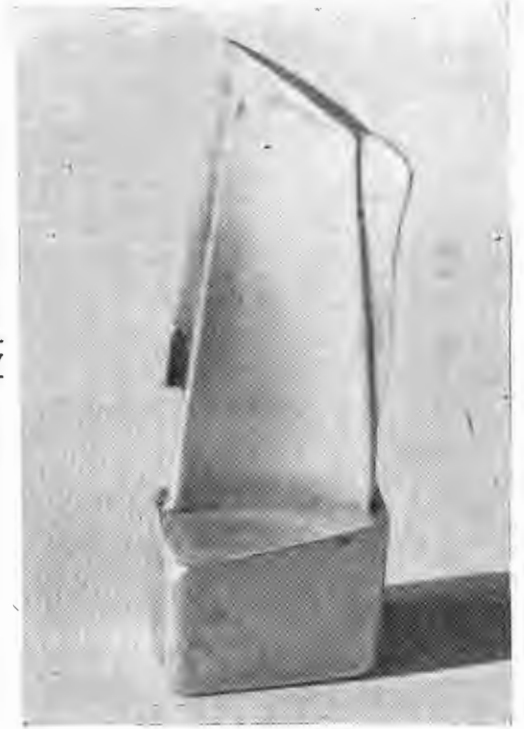
a) łopatka, b) twardość na piórze wzdłuż osi x-x, c) twardość w przekroju 1, d) twardość w przekroju 2, e) twardość w przekroju 3.

I—odnosi się do strony wklęsłej, II—odnosi się do strony wypukłej

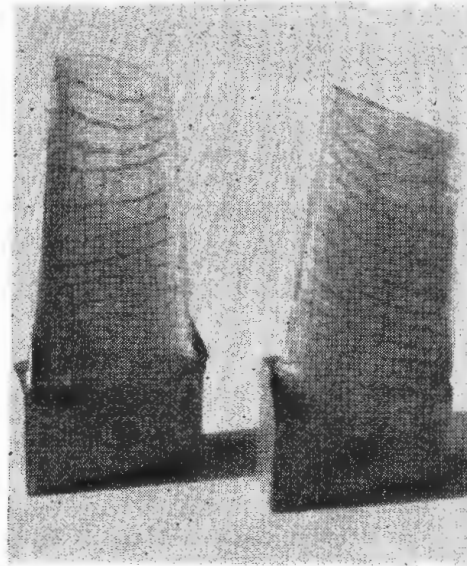
Walcowanie łopatki przy temperaturze zbyt wysokiej powoduje przylepianie się metalu do walców, pomimo intensywnego smarowania. Przy właściwej temperaturze wsadu, otrzymana powierzchnia łopatki jest gładka, błyszcząca i bez pęknięć (rys. 8).



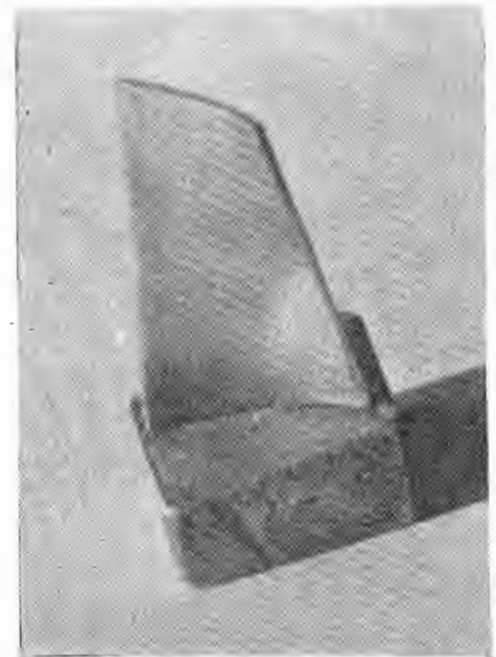
Rys. 7. Klatka robocza laboratoryjnej walcarki do walcowania okresowego (periodycznego)



Rys. 8. Łopatka przewalcowana przy temperaturze optymalnej



Rys. 9. Deformacja włókien metalu po walcowaniu



Rys. 10. Łopatka po walcowaniu i kalibrowaniu na zimno

Badanie rozkładu włókien przeprowadzono dwoma sposobami. Pierwszy polegał na tym, że siatkę napięć o oczkach 2×2 mm wykonano przed wyciśnięciem łopatki. Po wyciśnięciu obie części połączono przez znitowanie zamka i przewalcowano. Otrzymano półfabrykaty, z których jeden przecięty był w poprzek, drugi wzdłuż poprzecznego przekroju pióra. Po rozłożeniu otrzymano rozkład włókien po wyciskaniu i walcowaniu łopatki.

Drugi sposób polegał na tym, że wsad rozcięty jak poprzednio został wyciśnięty, jednak bez naciętej siatki. Siatka o oczkach 2×2 mm nacięta została dopiero po wyciśnięciu, następnie próbki zostały złożone i znitowane jak poprzednio, po czym przewalcowane (rys. 9).

Mgr inż. T. RAJPERT
SITK Warszawa

Pomiar i analiza hałasu i wibracji dźwiękowej

część III

5. Wpływ różnych czynników na pomiar hałasów słyszalnych i wibracji

Określenie absolutnego poziomu hałasu, wywoływanego przez pracujące silniki samolotów na ziemi i w powietrzu, zależy od:

- charakterystyk aparatury pomiarowej,
- zespołu parametrów charakteryzujących pracę silnika,
- zaburzeń i odbicia badanej fali akustycznej,
- odległości,
- warunków atmosferycznych,
- ukształtowania terenu.

W czasie lotu rejestracja hałasu przez zapisywanie zależy także od prędkości i wysokości wykonywanego lotu.

Przy dokonywaniu pomiarów hałasu należy nieodzownie zabezpieczać takie warunki pomiarowe, przy których uzyskiwane rezultaty pomiarów nie będą ulegały skażeniu. Pomiar powinien być wykonywany w wyjątkowych warunkach, zapewniających uzyskanie najlepszych lub najgorszych wyników w odniesieniu do badanego hałasu, wytwarzanego przez rozpatrywane źródło. Niezależnie od tego, przy prowadzeniu pomiarów należy uwzględniać cały szereg zjawisk zachodzących w akustyce, gdyż pominięcie ich może prowadzić z zasady do fałszywych wyników.

W pierwszym rzędzie jest rzeczą nieodzowną zabezpieczenie się przed zaburzeniami, wywoływanymi:

- przez obce źródła hałasu, działającego równocześnie z badanym źródłem,
- przez dźwięki odbite od powierzchni pomieszczeń przy dokonywaniu pomiarów wewnątrz budynków,
- przez dźwięki odbite od powierzchni zabudowań i innych urządzeń, przy dokonywaniu pomiarów na zewnątrz budynków.

Zagadnienie to jest szczególnie istotne przy pomiarach hałasu na lotniskach i w przemyśle technicznym.

Należy przy tym uwzględniać zagadnienie sumowania się poziomów hałasu kilku źródeł. Wiadomo jest, że poziomów hałasu wyrażonych w dB nie można dodawać arytmetycznie, natomiast dodawać arytmetycznie można intensywności dźwięku. Zakładając, że równocześnie działa kilka różnych źródeł hałasu można określić całkowity poziom hałasu β_n , wywoływanego przez wszystkie źródła ze wzoru (patrz wzór [3] umieszczony w cz. I):

$$\beta_n = 10 \lg \frac{I}{I_0} = 10 \lg \left(\frac{I_1 + I_2 + I_3 + \dots + I_n}{I_0} \right) =$$

$$= 20 \lg \frac{\sqrt{p_1^2 + p_2^2 + p_3^2 + \dots + p_n^2}}{p_0} \quad [15]$$

Po przewalcowaniu łopatka podlega operacjom uzupełniającym. Jest to obcinanie wypływki i kalibrowanie. Dla zwiększenia dokładności wykonania łopatki poddać ją należy dodatkowej obróbce na walcach periodycznych, tzw. kalibrowaniu. Profil walców nie ulega przy tym zmianie. Kalibrowanie to można przeprowadzić zarówno na zimno, jak i na gorąco (rys. 10).

W celu uchwycenia własności materiału łopatki, po obu rodzajach kalibrowania przeprowadzono tę operację zarówno na zimno, jak i na gorąco, przeprowadzając za każdym razem badania mikrotwardości. Wyniki pomiaru mikrotwardości wskazują, że po kalibrowaniu na zimno jest ona korzystniejsza z punktu widzenia wytrzymałości łopatki.

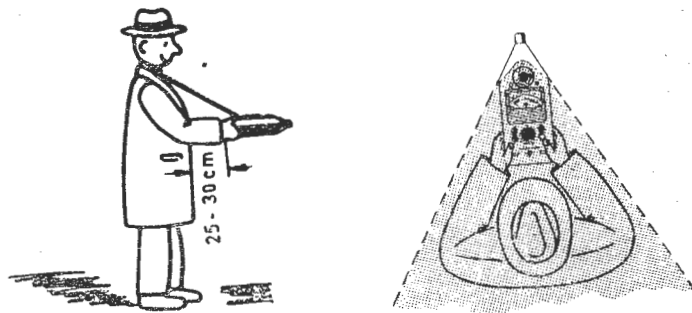
Sumaryczny poziom β_n hałasu wywołanego przez n jednakowych źródeł w punkcie położonym w jednakowej odległości od każdego źródła wyniesie:

$$\beta_n = 10 \lg \frac{I \cdot n}{I_0} = 10 \lg \frac{I}{I_0} + 10 \lg n = \beta_1 + 10 \lg n \quad [16]$$

gdzie:

β_1 — poziom hałasu jednego źródła.

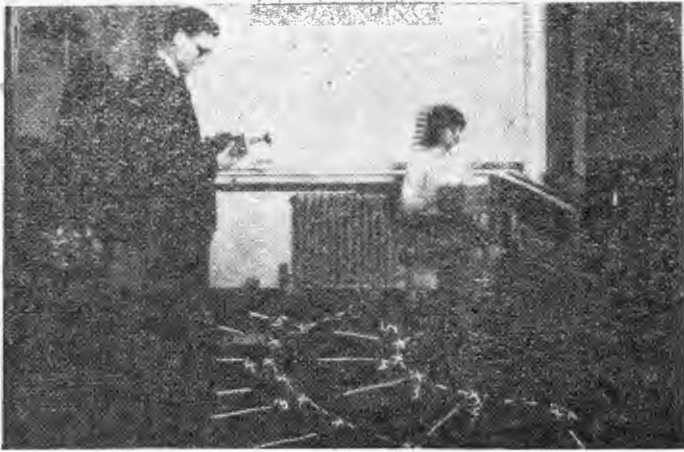
Bardzo istotnym zagadnieniem przy pomiarach hałasu jest ustawienie mikrofonu w odpowiedniej odległości od badanego źródła. Odległość ta zależy w znacznym stopniu od intensywności hałasu wywoływanego przez dane źródło, rodzaju mikrofonu oraz konstrukcji aparatury pomiarowej. Niemniej ważna jest również pozycja operatora dokonującego pomiarów, w stosunku do używanej aparatury. Ustawienie się operatora, korzystającego z precyzyjnego miernika natężenia dźwięku firmy Brüel & Kjaer przedstawiono na rys. 30. Na rys. 31 przedstawiono przy-



Rys. 30. Ustawienie precyzyjnego miernika natężenia dźwięku w stosunku do obserwatora w czasie pomiaru (obserwator w zasięgu wytwarzanego przez instrument cienia akustycznego)

kładowo ustawienie precyzyjnego miernika natężenia dźwięku firmy Dawe Instruments Limited w czasie pomiaru kierunkowości hałasu wywoływanego przez maszynę do pisania. Na rysunku tym widoczne są stanowiska operatora w czasie pomiaru wynikające z układu biegunowego, zaznaczone kredą na podłodze w postaci znaków X.

W czasie dokonywania pomiarów należy mikrofon, odbierający hałasy, w miarę możliwości zabezpieczać przed działaniem wiatru lub szybko poruszających się strumieni gazów, ponieważ powstające na zewnętrznej obudowie mikrofonu wiry powietrzne wywołują dodatkowe hałasy, powodujące skażenie rezultatów pomiarów. Ma to szczególne znaczenie przy pomiarach hałasu na lotniskach, charakteryzujących się olbrzymimi powierzchniami odsłoniętych terenów, na których jest silne działanie wiatru, przy pomia-

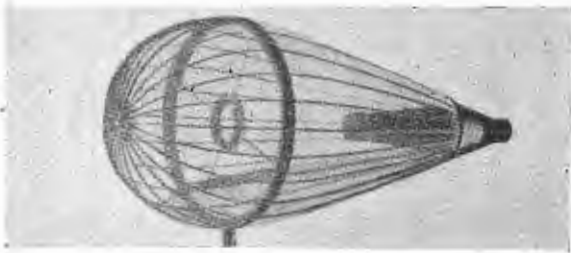


Rys. 31. Przykład ustawienia instrumentu w czasie pomiaru kierunkowości hałasu wywoływanego przez maszynę do pisania

rach hałasu na przykład w pobliżu samolotów odrzutowych, gdzie jest silne oddziaływanie strumieni gazów spalinowych oraz przy pomiarach hałasu w czasie ruchu, na przykład samolotu, samochodu itp.

W celu ochrony mikrofonu przed działaniem wiatru ustawa się na nim specjalny sferyczny lub cylindryczny ekran (osłonę przeciwwietrzną), wykonany z lekkiej tkaniny naciągniętej na specjalny ruszt druciany.

Na rysunku 32 przedstawiono osłonę przeciwwietrzną firmy Brüel & Kjaer, a na rys. 33 niektóre jej szczegóły

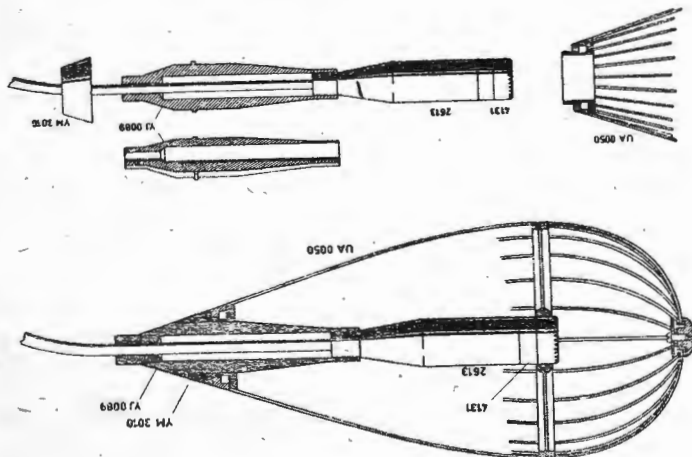


Rys. 32. Osłona przeciwwietrzna Brüel & Kjaer

konstrukcyjne i sposób umieszczenia w niej mikrofonu. Na rys. 34 przedstawiono odmienny typ takiej osłony firmy Rohde & Schwarz.

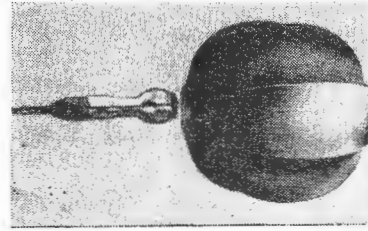
Efektywność ekranu wzrasta ze wzrostem jego objętości. Przy średnicy osłony 30 cm i długości 60 cm zmniejszenie dodatkowego hałasu od wiatru, przy małych prędkościach wiatru (do 2 m/sek) wynosi 40 dB. Osłona przedstawiona na rys. 33 przystosowana do mikrofonu 1", nadaje się do użytku przy słabych wiatrach i obniża szmery wiatru o około 10–12 dB.

Na rysunku 35 przedstawiono fotografię osłony przeciwwietrznej, zamontowanej na samochodzie, a na rys. 36 zamontowanej na samolocie.



Rys. 33. Elementy konstrukcyjne osłony przeciwwietrznej (rys. 26)

Oprócz osłon przeciwwietrznych stosowane są stożki przeciwwietrzne, które obniżają szumy wiatru oraz działają wyrównująco na charakterystykę dookólną.



Rys. 34. Osłona przeciwwietrzna Rohde & Schwarz

Na rysunku 37 przedstawiono fotografię stożków przeciwwietrznych dla mikrofonu 1" i 1/2".

Przy prowadzeniu pomiarów należy mieć na uwadze to, że siła dźwięku zmniejsza się w miarę oddalania się od źródła hałasu. Ubytek siły dźwięku fali przyziemnej, wypromieniowywanej w otwartej przestrzeni przez źródło

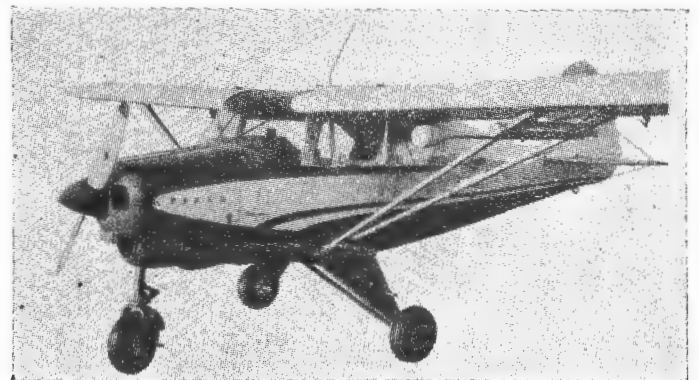


Rys. 35. Zamontowanie osłony przeciwwietrznej na samochodzie w czasie dokonywania pomiarów

o mocy P w przybliżeniu (bez uwzględnienia pochłaniania) jest odwrotnie proporcjonalny do kwadratu odległości r od źródła i można go określić ze wzoru:

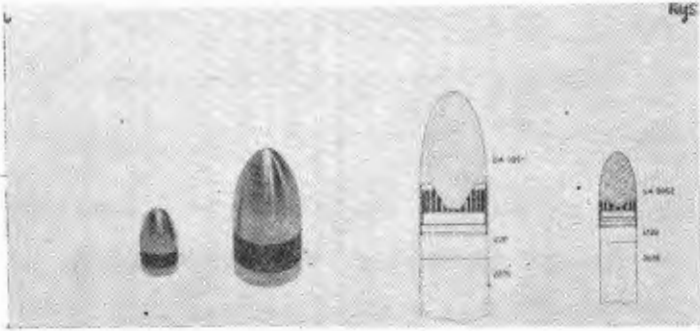
$$I = \frac{P}{4\pi r^2} \quad [17]$$

Pomiary hałasu naturalnych źródeł wykazały, że na odległościach w granicach od 30,5 m do 152,5 m zmiana siły dźwięku jest proporcjonalna do kwadratu odległości, zaś na odległościach mniejszych od 12,2 m, odchylenia od tej zasady szybko zwiększają się z uwagi na kierunkową cha-



Rys. 36. Zamontowanie osłony przeciwwietrznej na samolocie w czasie dokonywania pomiarów

rakterystykę pola dźwiękowego. W związku z tym przy pomiarach hałasu lotniczego w bezpośrednim sąsiedztwie źródła — na przykład pracujących silników samolotowych — konieczne jest prowadzenie pomiarów kierunkowości hałasu. Dokonuje się je w układzie biegunowym, dla samolotów najczęściej o promieniu 30,5 m. Poniżej przedstawiono sposób pomiarów kierunkowości hałasu oraz uzyskane wyniki w ramach przeprowadzonych badań akustycznych samolotu Caravelle, dokonanych przez Państwowy Naukowo-Badawczy Instytut Francji (ONERA). Do pomiaru hałasu zastosowano mikrofon elektrostacyjny, wytrzymały



Rys. 37. Stożki przeciwwietrzne dla mikrofonów 1'' 1/2''

działanie ciśnienia akustycznego do 170 dB. Analizę hałasu w poszczególnych pasmach częstotliwości widma akustycznego dokonywano automatycznie i uzyskiwane rezultaty również automatycznie utrwalano na taśmach magnetofonowych. Przesunięcia mikrofonu w strefie prowadzonych pomiarów, charakteryzujących się wysoką temperaturą i dużą prędkością gazów spalinowych, dokonywano automatycznie lub za pomocą zdalnego sterowania. Omówione rozwiązanie, działające automatycznie, umożliwia przeprowadzenie badań w szerokich granicach zasięgu kątownego. Schemat całości zestawu urządzeń pomiarowych przedstawiono na rys. 38. W rozwiązaniu tym mikrofon zabudowano na specjalnym wózku, którego przemieszczenie na poziomej prowadnicy następuje dzięki napędowi wózka ze śruby ślimakowej. Prowadnicę zamocowano przegubowo na osi, umieszczonej u wylotu dyszy badanego silnika, dzięki czemu drugi jej koniec mógł być swobodnie przesuwany po obwodzie koła zewnętrznego pomiarowego układu biegunowego.

W oparciu o przeprowadzone badania i pomiary hałasu przez ONERA należy wyciągnąć następujące, najbardziej istotne wnioski:

— poziom największego hałasu, wywoływanego przez silnik Avon, przy prędkości wypływających spalin 550 m/sek, obserwuje się w sektorze ograniczonym kątem 30—45° (rys. 39), zawartym pomiędzy promieniem układu bieguno-

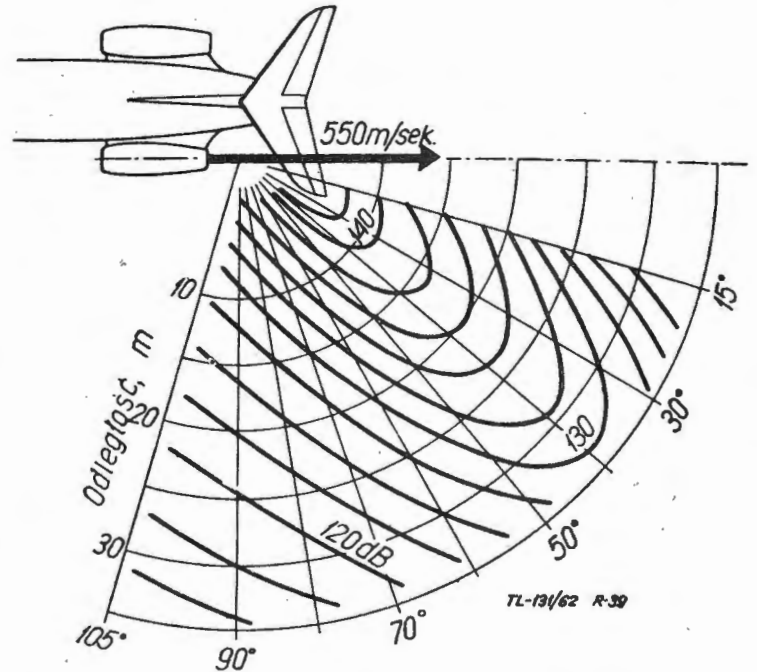
wego a osią podłużną silnika (podobne rezultaty uzyskano w Polsce i wielu innych krajach),

— największy poziom hałasu, wywoływanego przez silnik samolotu w podanej strefie osiąga się w odległości 2 m od dyszy wylotowej (około 150 dB),

— dla silników odrzutowych o ciągu 1500 lg największe natężenie hałasu jest tego samego rzędu, jednakże strefa maksymalnego hałasu przesuwana się bliżej osi silnika,

— ogólna energia dźwiękowa wynosi dla silników turboodrzutowych od 1 do 5% całkowitej energii silnika,

— dźwięki o wysokich częstotliwościach rozprzestrzeniają się przede wszystkim na odcinku strumienia spalin w pobliżu wylotu dyszy, pod kątem 60—90° w stosunku do



Rys. 39. Krzywe jednakowego natężenia hałasu, wyznaczone w układzie biegunowym, dla silnika turboodrzutowego Avon, przy prędkości strumienia gazów spalinowych 550 m/sek

jego osi, natomiast dźwięki o niskich częstotliwościach rozprzestrzeniają się strefami, znajdującymi się dalej od wylotu dyszy,

— kierunek największego poziomu hałasu nieznacznie przesuwana się przy zmianie prędkości wylotu gazów spalinowych, zbliżając się do linii granicznej, tworzącej kąt 45° z podłużną osią silnika.

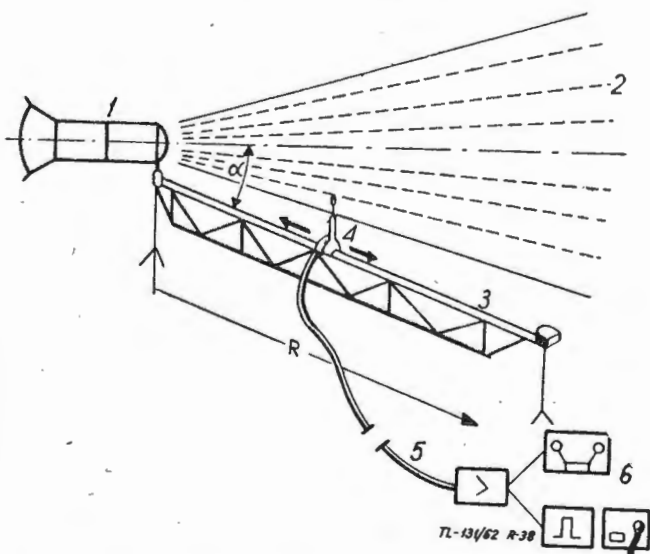
Przy prowadzeniu pomiarów hałasów, wywoływanych przez silniki samolotów turboodrzutowych należy pamiętać o ustalonym przez Lighthilla wpływie prędkości strumienia gazów spalinowych, wydostających się z dyszy o okrągłym przekroju poprzecznym, na wywoływany przez nią dźwięk, określonym wzorem:

$$P = \frac{K \rho_0 A V^8}{a_0^5} \quad [18]$$

gdzie:

- P — moc dźwiękowa (moc akustyczna),
- ρ_0 — gęstość otaczającego ośrodka,
- a_0 — prędkość dźwięku w otaczającym ośrodku,
- A — przekrój poprzeczny strumienia gazów spalinowych,
- V — prędkość wpływu strumienia gazów spalinowych przy otworze dyszy wylotowej,
- K — stała bezwymiarowa.

Ze wzoru [18] wynika, że intensywność dźwięku jest proporcjonalna do prędkości strumienia gazów spalinowych w ósmej potęgze. Późniejsze prace, publikowane przez innych autorów, zajmujących się pomiarem pełnej mocy akustycznej, potwierdziły bardzo bliską zgodność eksperymentów z regułą ósmej potęgi. Z zależności ustalonej przez Lighthilla wynika, że moc dźwiękowa nie jest zależna od



Rys. 38. Schemat zestawu przyrządów do pomiaru kierunkowości hałasu wywoływanego przez strumień gazów spalinowych silnika turboodrzutowego: 1—silnik, 2—strumień gazów spalinowych, 3—pomost umożliwiający ruch mikrofonu, 4—ruchomy wózek z mikrofonem, 5—kabel łączący mikrofon z urządzeniem pomiarowo-rejestrującym, 6—zestaw urządzeń pomiarowo-rejestrujących

temperatury gazów spalinowych, lecz wyłącznie od ich prędkości.

ONERA, w oparciu o przeprowadzone pomiary natężenia hałasu wywoływanego przez badane silniki turboodrzutowe samolotu Caravell, ustaliła, że liczbowo ogólna energia dźwiękowa gazów spalinowych może być dostatecznie dokładnie określona z równania:

$$W = K\delta^2 S m V^n \quad [19]$$

gdzie:

- δ — gęstość gazu strumienia spalinowego,
- S — powierzchnia przekroju dyszy wylotowej,
- V — prędkość wypływu strumienia gazów spalinowych,
- m, n — wskaźniki, których wielkości podaje tabela 8.

Tabela 8

Częstotliwość	n	m	
		V=100m/sek	V=700m/sek
30-75Hz	2	3	6
300-600Hz	1	7	9,5
2400-4800Hz	0,2	4	9

W czasie prowadzenia pomiarów i badań hałasów lotniczych stwierdzono, że hałas osiąga największą intensywność za silnikami samolotowymi, z wyjątkiem biegu jałowego i kołowania. W obu ostatnich przypadkach strefa największego hałasu na wysokich częstotliwościach przemieszcza się do przodu.

W przytoczonych warunkach pracy silników hałas na wysokich częstotliwościach wywołany jest przede wszystkim sprężarką silnika turboodrzutowego i rozprzestrzenia się przez kanał ssący powietrze.

W przypadku, jeżeli znana jest siła dźwięku I danego źródła na odległość r_1 od tego źródła, to można wyliczyć poziom siły dźwięku β_2 na odległość r_2 ze wzoru:

$$\beta_e = \beta_1 + 20 \lg \frac{r_1}{r_2} \quad [20]$$

gdzie:

β_1 — znany poziom siły dźwięku I , w odległości r_1 od źródła.

Zakładając, że odległość r_1 równa się jedności, uzyska się poziom siły dźwięku β_2 z poniższej zależności:

$$\beta_2 = \beta_1 - 20 \lg r_2 \quad [21]$$

Zależność ta jest bardzo ważna w prowadzonych badaniach i pomiarach hałaśliwości lotnisk, a szczególnie w czasie startu samolotów oraz przenoszenia się hałasu wywołanego przez pracujące silniki samolotów na zabudowę mieszkalną i inną, zlokalizowaną w rejonie lotnisk. Tak więc np. jeżeli poziom hałasu β_1 wywołanego przez czterosilnikowy samolot turboodrzutowy w odległości 1 m wynosi 135 dB, to w odległości 100 m, zgodnie ze wzorem [21], będzie on równy $\beta_{100} = 135 - 20 \lg 100 = 95$ dB.

W rozważaniach nad wywołanym hałasem przez rozpatrywane źródło należy uwzględnić zjawisko wytłumiania się składowych widma akustycznego hałasu o wysokich częstotliwościach. Pochłanianie energii dźwiękowej w powietrzu w zasadzie jest nieznaczne i praktycznie należy je uwzględnić jedynie przy dużych odległościach od źródła hałasu. Jednakże przenoszone w powietrzu tony wysokie ulegają znacznie większemu pochłanianiu niż tony niskie. Jeżeli dwa, równe pod względem wypromieniowanej energii dźwiękowej, źródła będą wysyłały dźwięki o częstotliwości 50 Hz i 1000 Hz, to w odległości 5 km od tych źródeł dźwięki niskie będą posiadały siłę 2500 razy większą niż wysokie.

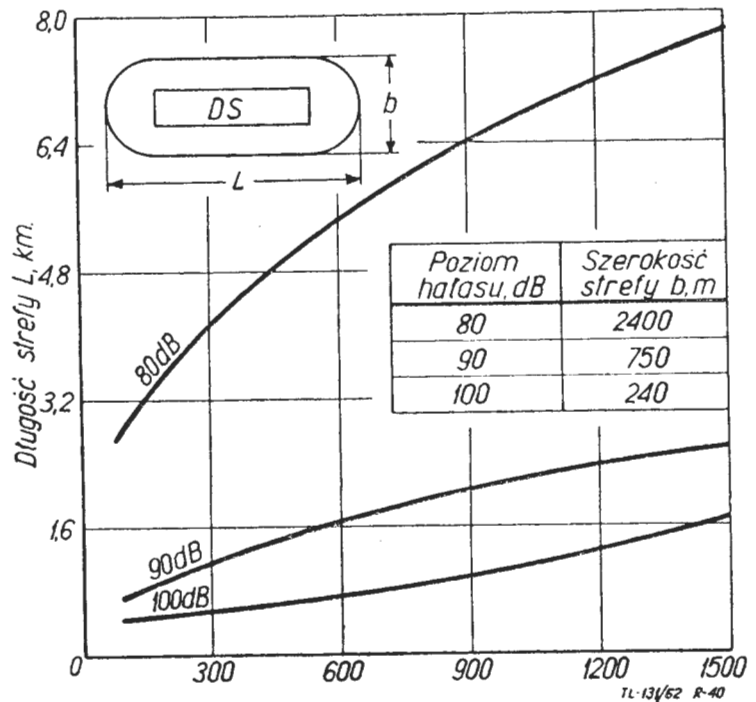
W tabeli 9 podano dane o wpływie odległości na ogólny i odbierany poziom hałasu przy średniej wilgotności powietrza i typowym widmie częstotliwości hałasu wywołanego przez silniki samolotów turboodrzutowych.

Na rysunku 40 przedstawiono wykres stref o różnym natężeniu hałasu w zależności od rozmiarów dróg startowych. Przewiduje się, że w przyszłości dopuszczalny poziom hałasu w rejonach zamieszkałych w strefach przylotniskowych nie będzie przekraczał 90—95 dB i to będzie jednym z decydujących czynników przy wyborze lokalizacji nowych lotnisk.

Tabela 9

Praca silnika	Odległość od źródła hałasu, m									
	60		120		240		480		960	
	Poziom hałasu dB									
	ogólny	odbierany	ogólny	odbierany	ogólny	odbierany	ogólny	odbierany	ogólny	odbierany
Max ciąg	Działanie max. poziomu hałasu									
	122	136	116	130	109	122	101	111	89	97
63% max ciągu	Działanie z przodu									
	106	120	100	114	93	104	85	95	73	81
	Działanie max. poziomu hałasu									
	112	126	106	120	99	112	91	104	79	87
	Działanie z przodu									
	104	118	98	112	91	104	82	93	71	79

Praktyka wykazała, że odległość słyszalności źródeł hałasu poważnie zmienia się w zależności od stanu atmosfery i jest różna dla różnych źródeł. To samo, bardzo intensywne, źródło może być niekiedy słyszalne w odległości kilkudziesięciu kilometrów, a niekiedy zaledwie w odległości 1—2 km. Bardzo często dźwięki wysyłane przez dane źródło o dużej intensywności w odległości kilku kilometrów przestają być słyszane, a przy dalszym oddalaniu się od źródła staje się ono ponownie słyszalne. Ponieważ zjawiska te mają miejsce na licznych lotniskach, należy liczyć się z nimi w praktyce pomiarowej.

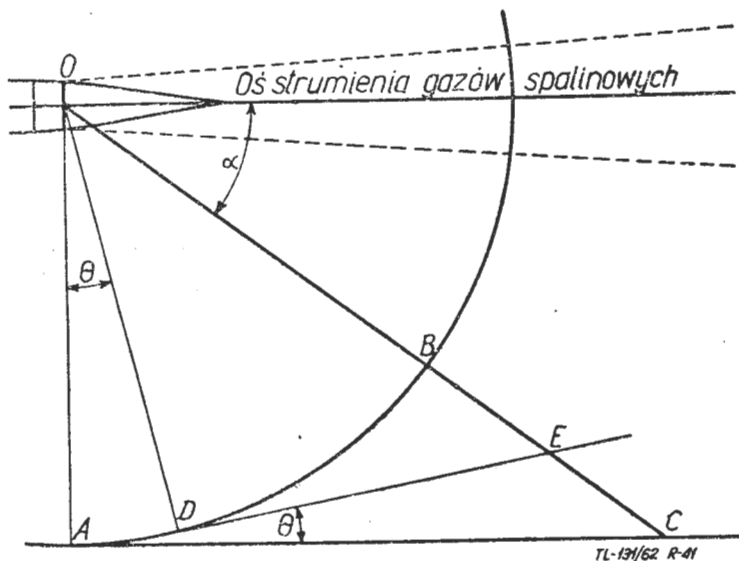


Rys. 40. Wymiary stref o różnym poziomie hałasu, podane w zależności od długości dróg startowych

Przy badaniu i pomiarach rozprzestrzeniania się hałasu lotniczego jest bardzo istotne uwzględnianie wpływu ukształtowania terenu. Powstające trudności związane z uwzględnieniem wpływu odbicia fal od powierzchni mogą być wyrugowane drogą przeprowadzenia pomiarów w stałym punkcie terenowym. Ponieważ wpływ te zmieniają się ze zmianą odległości od źródła hałasu, najbardziej odpowiednie wyniki do interpolacji uzyskuje się przy pomiarach w punktach położonych na obwodzie koła, usytuowanego wokół źródła hałasu. Przejście z układu biegunowego na układ liniowy, najbardziej odpowiedni do prowadzenia porównania z wynikami badań w czasie lotu, jest dostatecznie proste.

Przy badaniu hałasu wywoływanego przez samolot dokonujący przelotu, najwłaściwsze rezultaty uzyskuje się przy pomiarach hałasu również w stałym punkcie. Przelot samolotu nad tym punktem musi być wykonywany o stałym ustalonym kursie i zawsze na tej samej wysokości.

Przy badaniu hałasu wywoływanego przez silniki samolotowe należy często korzystać z biegunowych i liniowych charakterystyk kierunkowości hałasu. Na rys. 41 przedstawiono schemat umożliwiający konfrontację wielkości



Rys. 41. Schematyczne rozwiązanie wykreślne uzyskiwania liniowej charakterystyki kierunkowości z charakterystyk biegunowych

hałasu pomierzonego na lotnisku z hałasem wywoływanym w czasie lotu. Pomiar hałasu na ziemi w układzie biegunowym przedstawia krzywa AB. Ruch obserwatora po linii równoległej do kierunku lotu w odniesieniu do samolotu przedstawiono prostą AC. Poziom hałasu w punkcie C, położonym na linii prostej OC, tworzącej z osią silnika kąt α , będzie zmniejszeniem poziomu hałasu w punkcie B, odwrotnie proporcjonalnie do kwadratu odległości BC. Uzyskany w ten sposób poziom hałasu w punkcie położonym na przedłużeniu promienia układu biegunowego, zależny od kąta, nazywa się liniową charakterystyką kierunkowości hałasu. Jeżeli oś silnika przesunięta jest o kąt θ w stosunku do linii lotu, rzeczywistą linię pomiarową wyznacza się w sposób następujący: od promienia biegunowego AO wyznacza się biegunowy promień OD, tworzący kąt θ z promieniem OA. Z punktu D wykreśla się styczną DE do okręgu biegunowego tworzącą kąt θ z prostą AC. Różnica pomiędzy poziomem hałasu biegunowej i liniowej charakterystyki kierunkowości dla dowolnego promienia będzie równa:

$$R = 20 \lg \sin(\alpha + \theta) \quad [\text{dB}] \quad [22]$$

Przy przeprowadzaniu akustycznej kontroli produkcji najlepiej wykonywać ją w ten sposób, że umieszcza się urządzenia podlegające badaniom na taśmie transportującej je poprzez specjalne stoisko pomiarowe, w którym zamontowano mikrofon. W czasie wykonywanego pomiaru zatrzymuje się taśmę i następnie zdejmuje się spektrogram dźwięku badanego urządzenia. Używając w tym celu zestawu przyrządów, składającego się z analizatora tercjowego oraz pisaka rejestrującego można wykonać rejestrację całkowitego spektrogramu częstotliwości w przeciągu 15 sek. Przez porównanie zarejestrowanych wyników z krzywą to-

lerancji stwierdza się w bardzo szybki sposób, czy przesłuchiwane akustycznie urządzenia są dobre czy też wadliwe.

W związku z przeprowadzaniem w ramach akustycznego przesłuchiwania badań urządzeń, które nie wytwarzają samodzielnie drgań, urządzenia te należy sprzęgać z odpowiednim silnikiem oraz obciążać. Pomieszczenie, w którym przeprowadza się badania, powinno być akustycznie ekranowane, ażeby uzyskać jednoznaczne wyniki pomiarów oraz zabezpieczyć się przed zakłóceniami pochodzenia zewnętrznego.

Zakończenie

W artykule przytoczono zaledwie niektóre problemy związane z pomiarem hałasów i dźwięków słyszalnych oraz wibracji dźwiękowej. W rozważaniach pominięto całkowicie zagadnienie dźwięków niesłyszalnych, a szczególnie ultradźwięków. Te ostatnie w sposób specjalny oddziałują na organizm ludzki. W artykule pominięto również całkowicie:

— zagadnienie oddziaływania fal akustycznych na samolot będący źródłem hałasu oraz na samoloty i urządzenia znajdujące się w pobliżu,

— zagadnienie normowania hałasu w sensie hałasów dopuszczalnych,

— zagadnienie innych źródeł hałasu na lotniskach, poza samolotami, wielkości hałasu wywoływanego przez te źródła i wpływu ich oddziaływania.

W jednej z następnych prac autor omówi problematykę ultradźwięków i ich pomiarów oraz ich szkodliwego oddziaływania z punktu widzenia fizjologicznego, jak również problematykę szkodliwego oddziaływania fal akustycznych z punktu widzenia technicznego i związanych z tym prac pomiarowo-badawczych.

Autor w pierwszej części artykułu poświęcił dużo miejsca zagadnieniu fizjologicznemu, związanemu z oddziaływaniem hałasu i wibracji. Głównym czynnikiem, skłaniającym do takiego ujęcia, była chęć zapoznania szerszego ogółu inżynierów i techników z tą problematyką, gdyż znajomość jej jest konieczna nie tylko przy zagadnieniach związanych z hałasem. Znajomość zagadnień fizjologicznych związana jest z racjonalnym rozplanowaniem wnętrz wież sterowniczych, właściwym rozmieszczeniem głośników w portach lotniczych, rozwiązaniem pomieszczeń w budynkach dworcowych, rozwiązaniami wnętrz kabin załogi i pasażerów w samolocie oraz, jak już wielokrotnie podkreślano, zaplanowaniem właściwych urządzeń do zwalczania hałasu.

LITERATURA

- Beranek L. L., Kryter K. D., Miller L. N. — The reaction of people to exterior aircraft noise, ASME Paper nr 59-AV-50.
- Broch J. T. — Loudness Evaluation, Technical Review nr 2/62.
- Brüel V. — Aerodynamically Induced Noise of Microphones and Windscreens, Technical Review nr 2/60.
- Bürck W.: Die Schallmesssieber für die Lärmbekämpfung, München 1960 r.
- Bürck W.: Schallpegelmessung im Hinblick auf die internationalen Normungsbestrebungen — Die kurz Information Rohde & Schwarz nr 1/2 z 1962 r.
- Lienard P.: Les études ONERA relatives aux problèmes acoustiques application à l'avion Caravelle, Techn. et Sci. Aéronautik, nr 6/60.
- Meister F. J.: Schwingungsmessungen und ihre Bewertung für den Fahrkomfort, Automobiltechn. Zeitschrift nr 3/62.
- Palaszewska A. S.: Sriedstwa zaszczyty ot proizvodstwiennogo szuma, 1961 r.
- Rajpert T.: Hałas wywoływany przez silniki współczesnych samolotów i sposoby jego zwalczania, Technika Lotnicza nr 11 i 12/61.
- Silencing a cheque — sorting machine Dawe — Digest nr 2/61.
- Skudrzyk B.: Die Grundlagen der Akustik, Wien 1954 r.
- Sławin I. I.: Proizwodstwiennyj szum i borba s nim, 1955 r.
- Schmidt W.: Lärmbekämpfung in der Luftfahrt, Lärmschutz nr 6/61 — referat wygłoszony przez dr inż. W. Schmidta w Lipsku — na konferencji Lärmbekämpfung im Verkehrswesen, maj, 1961 r.
- Wachtl Cz.: Człowiek w walce z hałasem słyszalnym i niesłyszalnym, Problemy nr 9/61.
- Prospekty i wydawnictwa firm uwzględnionych w artykule.

HYDROAEROMECHANIKA I MECHANIKA LOTU

532.526

ILot

Geis Th.: Zur Verallgemeinerung des Begriffs der „ähnlichen“ Lösungen der dreidimensionalen Grenzschichtgleichungen. O uogólnieniu pojęcia „podobnych” rozwiązań równań trójwymiarowej warstwy przyściennej. DVL, 1961, nr 166, s. 30, rys. 5, ods. 24.

W dotychczasowych pracach określano jako „podobne”, trójwymiarowe warstwy przyścienne, dla których przy zastosowaniu odpowiedniego układu współrzędnych ortogonalnych obie prędkości U i V równoległe do optymalnej powierzchni, posiadały tę własność, że można doprowadzić do pełnego nałożenia się wszystkich rozkładów prędkości U oraz V , jeżeli U i V , jak i współrzędną prostopadłą do ściany, pomnoży się przez współczynnik zależny jedynie od miejsca. W pracy rozważono zagadnienie możliwości uogólnienia tego sposobu traktowania problemu. W szczególności przedyskutowano: a) użycie bardziej ogólnych układów współrzędnych (także nieortogonalnych), b) użycie uogólnionych parametrów podobieństwa, c) wybór innych zmiennych zależnych.

J. Ch.

533.526

ILot

Cooke J. C.: Three-dimensional turbulent boundary layers. Trójwymiarowe turbulencje warstwy przyściennej. A. R. C. Current Papers 1963, nr 635, s. 40, rys. 17, ods. 44.

Praca stanowi przegląd współczesnego stanu wiedzy na temat trójwymiarowych turbulencyjnych warstw przyściennych, głównie z punktu widzenia przeprowadzania obliczeń. Przedstawiono ogólne równania turbulencji warstwy przyściennej w przepływie ustalonym oraz równania w formie całkowej dla pedu, które można rozwiązać przy odpowiednich założeniach odnośnie profilu prędkości i składowych sił tarcia. Dokonano przeglądu różnych założeń i podano kilka wyników ich przyjęcia. Przedstawiono także kilka zagadnień związanych z przejściem warstwy laminarnej w turbulentną.

J. Ch.

533.6.011

ILot

Lennox S. C., Pack D. C.: The flow in compound jets. Przepływ w strumieniach warstwowych. J. Fluid Mech., 1963, t. 15, cz. 4, s. 513–526, rys. 3, ods. 21.

W celu rozwiązania zlinearyzowanego zagadnienia dwuwymiarowego strumienia warstwowego, tj. strumienia gazowego objętego przez drugi strumień o skończonej szerokości, zastosowano metodę Winer-Hopfa. Znalezione rozwiązania dla wszystkich kombinacji przepływów pod- i nadźwiękowych w strumieniu, wewnętrznym i zewnętrznym.

J. Ch.

533.6.011.5:533.69.04

ILot

Rogers W. E., Quincey Y. G., Callinan J.: Experiments at $M = 1,41$ on a thin conically-cambered elliptic cone of 30° semi-vertex angle. Badanie eksperymentalne cienkiego, stożkowo wygiętego stożka eliptycznego o półkacie rozwarcia 30° przy $M = 1,41$. ARC R. a. M., 1963, nr 3306, s. 25, rys. 17, ods. 5.

Na wygiętym stożku eliptycznym o półkacie rozwarcia 30° i stosunku większej do mniejszej osi $= 11,55$, przeprowadzono pomiary rozkładu ciśnienia i pomiaru sił wagą tensometryczną, przy liczbie Macha $M = 1,41$. Linia szkieletowa zaprojektowana była przy współczynniku siły nośnej $C_L = 0,3$, metodą opisaną w odsyłaczu.

Stwierdzono, że na rozkład ciśnienia na górnej powierzchni silnie oddziałuje stan warstwy przyściennej w obszarze krawędzi natarcia. Przy turbulencyjnej warstwie przyściennej uzyskano rozkład obciążenia wzdłuż rozpiętości zgodny z teoretycznym, przy obliczeniowym C_L , jednak przy nieco większym nachyleniu niż obliczeniowe. Przedyskutowano rozprzestrzenianie się przepływu ze zmianą nachylenia dla dwu rodzajów warstwy przyściennej, wizualizowanej olejem.

Wyniki badań porównano z wynikami uzyskanymi w 1954 r. dla niewygiętego stożka eliptycznego. Oba stożki posiadały to samo nachylenie krzywej siły normalnej; wygięty stożek posiadał mniejszy minimalny współczynnik oporu, ale mniejszy odpowiadający mu współczynnik siły nośnej. Przy obliczeniowym C_L opór obu modeli jest ten sam.

K. A.

533.6.011.7:533.691.16

ILot

Pechau W.: Ein Näherungsverfahren zur Berechnung der Kompressiblen laminaren Grenzschicht mit Kontinierlich Verteilter Absaugung. Przybliżona metoda obliczania ściślej laminarnej warstwy przyściennej z rozłożonym ciągle odsysaniem. DFL, 1962, nr 172, s. 71, rys. 28, ods. 37.

Opracowano metodę przybliżonego określania ściślej laminarnej warstwy przyściennej z odsysaniem na ścianie przepuszczającej ciepło, przy liczbie Prandtla równej jedności. Dla przepływu nieściślej metoda przekształca się w znaną metodę Schlichtinga. Uproszczenie metody prowadzi także do jej przekształcenia w me-

todę Truckenbrodta. Przy porównaniu ze znanymi rozwiązaniami szczegółowymi uzyskuje się dobrą zgodność. W pracy przeprowadzono obszernie obliczenia warstw przyściennych na różnych profilach, w zakresie pod- i nadźwiękowym. Wykazano, że dla danej ilości odsysanego czynnika punkt oderwania przesuwa się tym dalej do tyłu, im bliżej krawędzi spływu znajduje się obszar odsysania.

J. Ch.

533.6.013.12:533.691.152

ILot

Kornbacher G. K.: Performance and operation of quasi twodimensional jet flaps. Osiągi i działania quasi-dwuwymiarowych kłap strumieniowych. UTJA, 1963, Rep. nr 90, s. 20, rys. 23.

W pierwszej części wykazano, że hipotetyczna teoria ciągu kłapy strumieniowej posiada takie samo eksperymentalne uzasadnienie, jak i teoretyczne.

W części drugiej przedstawiono charakterystyki kłapy strumieniowej. Pozwalają one utworzyć dowolną kombinację wydatku wydmuchiwanego gazu, kąta odchylenia strumienia i kąta natarcia, przy których uzyskuje się żądana siłę nośną.

Osiągi skrzydła z kłapą strumieniową i jego ekonomia wytwarzania jednostkowej siły nośnej wynikają z oporowych i ciągowych charakterystyk. Uzyskano „linię pracy” na charakterystykach przez optymalizację wytwarzania siły nośnej dla najniższej wartości wydatku gazu wydmuchiwanego przy najmniejszym możliwym oporze. Ponadto przedstawiono pewne użyteczne półempiryczne zależności.

K. A.

533.695.5

ILot

Wilby P. G.: An experimental and theoretical investigation of second-order wing-body interference at high Mach number. Eksperymentalne i teoretyczne badanie interferencji drugiego rzędu między skrzydłem a ciałem przy dużych liczbach Macha. Aeron. Res. Inst. Sweden, 1962, nr 91, s. 16, rys. 11, ods. 5.

Zastosowano teorię interferencji drugiego rzędu skrzydło-ciało Landhala i Beane'a do obliczenia rozkładów ciśnienia na skrzydle kombinacji skrzydło-ciało. Wyniki porównano z wynikami eksperymentów wykonanych w tunelu przy liczbie Macha 7,35 dla ciała składającego się z części stożkowej i cylindrycznej skrzydła trójkątnego przy kątach natarcia 0° , 3° , 6° i 10° . Wykazano, że wpływ interferencji może być bardzo duży, może być obliczony teoretycznie z dużą dokładnością.

K. A.

533.697:621.51

ILot

Howell W. T.: Approximate three-dimensional flow theory for axial turbo-machines. Przybliżona teoria trójwymiarowego przepływu w osiowych maszynach przepływowych. Aeronaut. Quart., 1963, t. 14, cz. 2, s. 125–142, rys. 2, ods. 4.

Zagadnienie trójwymiarowego przepływu przez sprężarki osiowe i inne osiowe maszyny przepływowe było przedmiotem intensywnych badań od roku 1945. W pracy wyprowadzono wyrażenia na pochylenie profilu prędkości w funkcji współrzędnej biegnącej wzdłuż osi, co pozwala na przybliżone określenie przestrzennego przepływu przez sprężarkę. Otrzymane wyrażenia wskazują na duże znaczenie stosunku wysokości łopatek do długości stożka dla trójwymiarowego przepływu przez osiowe maszyny wirnikowe. Przedyskutowano także oddziaływanie przepływu trójwymiarowego na wzrost temperatury na średnim promieniu stopnia.

J. Ch.

534.213

ILot

Paldwin B. S.: The propagation of plane acoustic waves in a radiating gas. Rozprzestrzenianie się płaskich fal akustycznych w promieniującym gazie. NASA Technical Report R-138, 1962, rys. 8, ods. 35.

Przeprowadzono badanie oddziaływania między promieniowaniem cieplnym i nieustalonym przepływem przy przybliżeniu akustycznym. Analizę rozwinęto dla przypadku zależnego od częstości współczynnika pochłaniania gazu, znajdującego się w stanie ustalonym pod względem cieplnym oraz dla promieniowania w warunkach quasi-równowagi. Znalezione odpowiedzi promieniującego gazu na impulsowy ruch tłoka i skokową zmianę temperatury. Zbadano przydatność liniowych przybliżeń podstawowego równania nieliniowego oraz innych uproszczeń przyjętych odnośnie pochodnych.

J. Ch.

536.461:621.43.016.4

ILot

Gottenberg W. G., Olson D. R., Best H. W.: Flame quenching during high pressure, high turbulence combustion. Wychładzanie płomienia podczas spalania przy wysokim ciśnieniu w warunkach intensywnej turbulencji. Comb. a. Flame, 1963, t. 7, nr 1, s. 9–10, ods. 10.

Opisano szereg doświadczeń, z których wynika, że występowanie nie spalonych węglowodorów w spalinach silników tłokowych, pracujących przy wysokim ciśnieniu i dużych intensywnościach turbulencji w cylindrach, wywołane jest przede wszystkim wychładzaniem płomienia na ściankach. Wykazano, że wpływ tem-

peratury ścianek na proces wygaszania płomienia jest nieznaczny, poza przypadkiem, gdy na ściankach następuje kondensacja paliwa. Bezpośredni dowód na występowanie procesu wychładzania płomienia przez ścianki w różnych warunkach uzyskano na drodze badania wpływu zmian szybkości spalania (poprzez zmiany turbulencji i rozcieńczanie mieszanki gazem chemicznie obojętnym) oraz badania wpływu zmian powierzchni komory na sprawność spalania.

AERODYNY

J. Ch.

629.135.014.676

ILot

Hunting H. 126 jet-flap research aircraft. Doświadczalny samolot z klapą strumieniową Hunting H. 126. Aircr. Engng., 1963, t. 35, nr 6, s. 166—167, rys. 7.

Doświadczalny samolot Hunting H. 126 zbudowany został dla zbadania właściwości klapy strumieniowej. Pierwszy lot odbył się 27 marca 1963 r. Samolot ma jeden silnik turboodrzutowy, zapewniający ciąg do przodu i wydmuch strumienia powietrza z krawędzi spływu skrzydła, co tworzy klapę strumieniową i znacznie podwyższa współczynnik jego siły nośnej. Artykuł zawiera opis samolotu bez podania jednak żadnych bliższych danych na temat współczynników aerodynamicznych i osiągnięć nowej konstrukcji.

R. W.

629.135.423:533.662.6

ILot

Derschmidt H.: Hochgeschwindigkeitsrotor mit, gesteuerter Schwenkbewegung. Wirnik na duże prędkości o sterowanym ruchu wahającym. Luftfahrttech. Raumfahrttech., 1963, t. 9, nr 6, s. 178—182, rys. 2, ods. 44.

Wirnik śmigłowcowy o sterowanym ruchu wahającym umożliwia rozwijanie większych prędkości. Aby zrealizować duże wychYLENIA łopaty (w płaszczyźnie wirowania) należy wykorzystać zjawisko rezonansu. Potrzebny do tego celu mechanizm steruje ruchem za pomocą specjalnej tarczy. Prędkość końca łopatki nacierającej w locie szybko nie różni się wiele od prędkości w zawisie. Maksymalna możliwa do uzyskania prędkość wynosi 800 km/h, praktyczna około 560 km/h. Badania tunelowe potwierdziły słuszność rozważań teoretycznych. Omówiono typowe zastosowania wirnika.

I. F.

629.135.456

ILot

Gustafson F. B.: Powered-lift research at Langley Field. Badania nad unoszeniem za pomocą silników w Langley Field. J. Royal Aeronaut. Soc. 1963, t. 67, nr 630, s. 371—377, rys. 20, ods. 4.

Artykuł zawiera opis prac prowadzonych w Ośrodku Badawczym NASA w Langley Field w dziedzinie pionowego startu oraz śmigłowców. Podano krótki rys historyczny. Obecnie pracuje się nad samolotami o nachylnym skrzydle, nachylnym strumieniu, z nachylnymi śmigłami obudowanymi i z wentylatorami w skrzydle. Prace nad śmigłowcami obejmują zagadnienia wirników o łopatkach bezprzegubowych oraz problemy eksploatacyjne.

Prace nad samolotami o prostokątnym skrzydle zawierają badania modeli latających, badania tunelowe i próby z samolotem doświadczalnym Vertol 76. Problemy samolotów odrzutowych pionowego startu bada się za pomocą modeli latających. Ponadto prowadzi się podstawowe badania tunelowe. Dla prac nad statecznością i sterownością zbudowano śmigłowiec o regulowanej stateczności.

J. F.

629.135.622

ILot

Nichols J. B.: Development of the tilt-wing aircraft. Rozwój samolotu o nachylnym skrzydle. J. Royal Aeronautical Society, 1963, t. 67, nr 630, s. 361—369, rys. 10, ods. 24.

W latach 50 firma Hiller zajęła się pracami nad samolotem pionowego startu o nachylnym skrzydle. Firma opracowała szereg projektów samolotów tego typu. Zbudowano samolot doświadczalny X-18 o ciężarze 15 ton, a firma Vertol wykonała mały samolot Model 76. Programu badań w locie X-18 nie ukończono z powodu kłopotów z silnikami, mimo osiągnięcia pozytywnych wyników. Ukoronowaniem prac jest budowany obecnie samolot transportowy XC-142A, będący prototypem użytkowego samolotu transportowego o nachylnym skrzydle.

J. F.

PALIWA LOTNICZE

665.521.4

ILot

Buszujewa E. M., Biespółow I. E.: O wlijanji frakcionnowo i uglewodornowo sostawa topliw na tiemczeskiju stabilnost. O Wpływie składu frakcyjnego i węglowodorowego na odporność termiczną. Chimija i Tiechn. Łopat. i Masiel, 1963, nr 8, s. 49—54, tab. 6.

W wyniku dużego zainteresowania się odpornością termiczną odrzutowych paliw lotniczych, przeprowadzono badanie nad odpornością termiczną paliw, ich frakcji i komponentów. Badania prowadzono przepuszczając powietrze przez warstwę paliwa w różnych temperaturach. Stwierdzono maks. wydzielanie się osadów w temp. 200 °C. Paliwa pozbawione węglowodorów aromatycznych charakteryzowały się najwyższą odpornością. Ilość wydzielających się osadów uzależniona jest od określonej koncentracji tych węglowodorów: zmniejsza się ilość osadów, lecz ilość produktów utlenienia wzrasta.

B. W.

621.438:621.43.03

ILot

Dowty fuel systems developed for industry. Układy paliwowe Dowty dla przemysłu. Oil Engine and Gas Turbine, 1963, t. 31, nr 357, s. 54—56, rys. 3.

Firma Dowty Fuel Systems Ltd. opracowała układy paliwowe dla przemysłowych turbin gazowych o mocy poniżej 100 KM oraz o mocy 750—1000 KM. Układy umożliwiają pracę na różnych paliwach płynnych, są odporne na zanieczyszczenia paliwa, umożliwiają automatyczny rozruch oraz obsługę przez niewykwalifikowany personel. Żywotność układu odpowiada żywotności turbiny. Podano schematy układów i zdjęcia elementów. Opisano zastosowanie do turbiny Auto Diesels 250 KM i Centrax CS 600, 600 KM.

621.455:662.75

ILot

Spengler G., Lepie A.: Über Raketentreibstoffe mit hypergolen Eigenschaften II. Zündverzögerung von flüssigen Freibstoffkombinationen mit Salpetersäure als Oxydator. Paliwa raketowe o własnościach hypergolowych II. Opóźnienie zapłonu paliw płynnych z kwasem azotowym jako utleniaczem. Z. Flugwiss, 1963, r. 11, z. 6, s. 241—247, rys. 13, ods. 9.

Podano rozważania o teorii zapłonu hypergolowego oraz wyniki niektórych pomiarów opóźnienia zapłonu przy użyciu kwasu azotowego jako utleniacza. Rozpatrzono wpływ parametrów użytej aparatury, a następnie podano opóźnienie zapłonu różnych paliw dwuskładnikowych, w zależności od składu mieszaniny. Objaśniono efekt katalityczny jonów Fe^{+++} . Pomiarów opóźnienia zapłonu dokonywano za pomocą aparatury dwustrumieniowej.

J. F.

METODY OBRÓBECZE W PRODUKCJI LOTNICZEJ

621.7

ILot

International manufacturing research. Part II: Advances in forming. Międzynarodowe badania technologiczne. Cz. II. Postępy w kształtowaniu. The tool a manufacturer, engineer, 1963, t. 50, nr 6, s. 69—75, rys. 8, ods. 11.

Opracowanie nowych metod formowania wyłoniło konieczność przeprowadzenia badań przebiegu tych procesów, zachowania się materiałów i zjawisk towarzyszących.

W artykule omówiono wyniki badań międzynarodowych nad metodą formowania elektrycznego, wybuchowego, spawania wybuchowego, wyciskania na zimno, głębokiego ciągnięcia i innych. Omówiono fizyczną stronę zjawisk oraz podano matematyczne zależności stanu i odkształceń.

A. G.

621.725.7

ILot

Parts from powder. Części z proszków. Production Technology, 1963, nr 7, s. 156—161, rys. 8, tabl. 1.

Metalurgia proszków stanowi pokazną gałąź wiedzy technologicznej o specyficznym charakterze.

Przedmioty drobne, o złożonych kształtach, prasowane z proszków, a następnie spiekane, wykonywane są na gotowo z różnych materiałów, dając wielkie oszczędności ekonomiczne i perspektywy rozwoju technicznego. W artykule opisano proces spiekania, jego charakterystykę, potrzebne oprzyrządowanie, fazy procesu, typowe części wykonywane tą metodą oraz podano nieco uwag o ekonomii zastosowania tej technologii.

A. G.

621.791

ILot

Claydon D. G., Copleston F. W.: The practical application of argonarc spot welding to aluminium and its alloys. Zastosowanie argonowego spawania punktowego do aluminium i jego stopów. Welding and metal fabrication, 1963, t. 31, nr 7, s. 303—313, rys. 20, tabl. 4.

Metoda punktowego spawania argonowego jest stosunkowo nowa, jednak rokuje duże nadzieje na szerokie zastosowanie. W artykule podano charakterystykę procesu, konstrukcję palnika, parametry geometryczne i technologiczne. Omówiono również przygotowanie materiału, własności mechaniczne złącza, wyposażenie i wreszcie zastosowanie tej metody zamiast zgrzewania punktowego czy nitowania.

A. G.

621.791.76

Cheng C. J.: Transient temperature distribution during friction welding of two dissimilar materials in tubular form. Pole rozkładu temperatur podczas zgrzewania oporowego dwóch różnych materiałów rurowych. Welding Journal, 1963, t. 42, nr 5, s. 233, 240-s, rys. 5; tabl. 2.

Rozkład temperatur i rozchodzenie się ciepła w dwóch różnych, zgrzewanych oporowo materiałach stanowi trudny problem matematyczno-fizyczny. Autor opisuje sposób na obliczanie takiego rozkładu, podając założenie początkowe oraz metodykę obliczeń. Ponadto podaje porównanie metod całkowych i różniczkowych.

A. G.

621.793.

ILot

Davis R. W.: How to deposit metallic and nonmetallic coatings with the plasma arc torch. Nanoszenie pokryć metalicznych i niemetalicznych za pomocą palnika plazmowego. Metal Progress, 1963, t. 83, nr 3, s. 105—108, rys. 5.

Palnik plazmowy, wytwarzając temperaturę do 17 000 °C, pozwala na nanoszenie prawie wszystkich materiałów, jak Al, Mg, Zr, Th, Hf, W, jak również ich węglików i azotków. Autor podaje konstrukcje palnika plazmowego do nanoszenia pokryć, sam proces nanoszenia oraz przykłady przedmiotów.

A. G.

621.882

ILot

Fabry Ch. W.: Untersuchungen an Dehnschrauben. Badania śrub rozciąganych. Konstruktion, 1963, t. 15, z. 6, s. 218—228, rys. 22.

Dzięki zastosowaniu hydraulicznego urządzenia naciągowego i przeprowadzeniu serii pomiarów złącz śrubowych, udało się zawęzić tolerancje rzeczywistego rozciągu wstępnego śruby. Wyniki pomiarów ujęto w postaci wykresów, umożliwiających obliczenia napiecia śruby oraz siły zaciskającej w funkcji naciągu wstępnego przy różnych rodzajach obciążenia złącza. Pomiaru pozwoliły ustalić rzeczywisty stosunek stałych sprężystych kołnierza i śruby.

J. F.

Przegląd Dokumentacyjny zawiera jedynie część analiz dokumentacyjnych z zakresu lotnictwa. Pełna dokumentacja ukazuje się w postaci kart dokumentacyjnych wydawanych przez Centralny Instytut Dokumentacji Naukowo-Technicznej i Ekonomicznej Warszawy, Al. Niepodległości 188.

CIDNTE przyjmuje prenumeratę kart dokumentacyjnych, która może obejmować zarówno całą dokumentację naukowo-techniczną, jak i oddzielne jej działy lub poszczególne zagadnienia i tematy.

CIDNTE wykonuje odpłatnie (wg Cennika ZUD) fotokopie i mikrofilmy publikacji objętych zarówno przeglądem dokumentacyjnym, jak i kartami dokumentacyjnymi.

Tabela 7. Skład chemiczny i własności mechaniczne stopów tytanu produkowanych w USA

Lp.	Oznaczenie stopu	Nominalny skład chemiczny % (reszta tytanu)										Postać	Stan	Własności mechaniczne				Producent			
		C	Al	Cr	Mn	Fe	Mo	V	Sn	W	Wytrzymałość na rozciąganie R _r kg/mm ²			Granica plastyczności R _{pl0,2} kg/mm ²	Wydłużenie względne a ₅ %	Przewężenie C %	Twardość				
1	MST-2Al-2Fe	0,5	2	—	—	2	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	68HRA	Mallory-Sharon Titanium	
2	MST-25Fe-25V	0,5	—	—	—	25	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	70HRA		
3	MST-3Al-5Cr	0,5	3	5	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	68HRA		
4	MST-8Mn	—	—	—	8	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	65HRA		
5	MST-3Mn	—	—	1	3	1	1	1	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	65HRA		
6	MST-6Al-4V	0,02	6	—	—	—	—	—	—	4	—	—	—	—	—	—	—	—	71HRA		
7	RS-110	—	—	4	—	2	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	35HRC	Republic Steel	
8	RS-120	—	—	—	7	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	39HRC		
9	RS-130	—	4	—	4	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	Rem-Cry (Titanium)	
10	A-110AT	—	5	—	—	—	—	—	—	—	2,5	—	—	—	—	—	—	—	—		
11	C-110M	max.02	—	—	7	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—		
12	C-120AV	—	6	—	—	—	—	—	—	4	—	—	—	—	—	—	—	—	—		
13	C-130AH	max.02	4	—	4	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—		
14	C-115AMDV	—	4	—	—	—	—	—	3	1	—	—	—	—	—	—	—	—	—		
15	C-105VA	—	2,5	—	—	—	—	—	—	16	—	—	—	—	—	—	—	—	—		
16	Ti-140A	0,7	—	2	—	2	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	300-340 HB	Titanium Metals Co
17	Ti-150A	0,02	—	2,7	—	13	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	311-364 HB	
18	Ti-150B	max.002	—	5	—	5	5	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	35HRC	
19	Ti-155AX	0,1	5	1,4	—	13	13	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	300-370 HB	
20	Ti-175A	0,02	—	3	—	15	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	379 HB	
																				379 HB	

Tabela 8 Własności fizyczne niektórych amerykańskich stopów tytanu

Lp	Oznaczenie stopu	Ciepota właściwy ρ g/cm ³	Temperatura topnienia °C	Średni współczynnik rozszerzalności liniowej $\alpha \cdot 10^6$	Przewodnictwo ciepłe w temperaturze 20°C kal/cm sek · °C	Opor właściwy Ω mm ² /m	Moduł sprężystości E kg/mm ²
1	Tytan techniczny	4,50	1724	9,0	0,036	0,61	10545
2	MST-2Al-2Fe	4,57	—	9,7	—	1,18	11950
3	MST-2,5Fe-25V	4,62	—	9,5	—	0,78	10545
4	MST-3Al-5Cr	4,59	—	10,8	—	1,40	11950
5	RS-110	4,70	—	—	—	—	—
6	RS-120	4,70	1399 - 1504	9,2	—	—	10970
7	C-110M	4,70	1399 - 1504	9,2	—	—	10970
8	C-130AM	4,70	—	9,0	—	—	10900
9	Ti-140A	4,68	—	—	—	0,79	—
10	Ti-150A	4,59	—	9,0	0,36	0,60	11250
11	Ti-150B	—	—	9,0	0,36	—	11250
12	Ti-155AX	4,51	—	—	—	—	—
13	Ti-175A	—	—	9,0	0,36	0,60	11250

Tabela 9 Własności mechaniczne amerykańskich stopów tytanu w temp. podwyższonych.

Lp	Oznaczenie stopu	Temperatura badania °C	Własności mechaniczne			
			Wytrzymałość na rozciąg. R_r kg/mm ²	Granica plastyczności R_{pl} kg/mm ²	Wydłużenie względne σ %	Moduł sprężystości E kg/mm ²
1	Tytan techniczny (blachy wyzarzone)	100	52	40	25	9000
		200	36	24	29	8500
		315	29	17	30	7500
2	MST-3Al-5Cr	100	101,2	95,4	18	—
		200	95,4	75,3	20	—
		315	80,2	59,7	20	9000
		425	77,3	52,7	22	9500
3	MST-8Mn	100	84,3	80,3	19	9000
		200	75,0	55,2	17	8500
		315	66,7	48,1	13	8000
		425	56,2	36,8	25	7700
4	RS-130	100	92,6	84,3	16	11000
		200	84,3	75,4	15	10500
		315	77,3	65,4	15	9500
		425	66,7	55,2	20	8500
5	A-110AT	100	75,3	66,7	19	—
		200	56,2	49,2	17	—
		315	49,2	38,6	17	—
6	MST-6Al-4V	250	73	65	11	—
		400	68	60	11	—
		450	65	58	11	—
		500	60	55	15	—
7	C-115 AMOV (przesycony i starzony)	205	80	68	15	—
		315	77	60	16	—
		425	70	56	17	—
		540	49	40	30	—
8	Ti-140A	100	90,8	76,4	23	—
		200	80,4	62,7	22	—
		315	70,3	51,2	19	—
		425	56,2	35,2	29	—
9	Ti-155AX	100	98,4	90,2	20	—
		200	92,6	83,1	20	9000
		315	80,0	71,0	20	9500
		425	74,3	65,4	18	—