



3

TECHNIKA LOTNICZA

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

MAJ • 1957 • CZERWIEC

TREŚĆ ZESZYTU

ST. SZULC: Zaniedbana dziedzina	69
W. NOWAKOWSKI: Przybliżona analiza korkociągu szybowca	71
Produkcja — K. MOLENDĄ: — Zastosowanie stalo- skopii w przemyśle lotniczym	76
M. WASILEWSKI: Analiza pracy lotniczych biur kon- strukcyjnych, cz. I	81
S. LASSOTA: „Tu-104”	88
Nasz reportaż — L. DULĘBA: Uwagi o brytyjskich samolotach komunikacyjnych	93
Notatnik użytkownika	94
Bezpieczeństwo i higiena pracy — S. MADEYSKI: Ga- binet ochrony pracy PLL „LOT”	95
Skrzynka techniczna	97
Na półkach księgarskich	98
Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa	99
Pomoce Konstruktorskie — B. MIELNIKOWA: Paliwa stosowane w lotnictwie (c. d.)	Okł.

„Pomoce Konstruktorskie Techniki Lotniczej“

Paliwa stosowane w lotnictwie (c.d.)

Niniejsze „Pomoce Konstruktorskie“ zawierają dane techniczne dalszej grupy paliw stosowanych w lotnictwie, a mianowicie dane paliw do silników odrzutowych. W szeregu tabel zebrane są własności i gatunki stosowanych obecnie paliw w różnych krajach,

zaś na wykresach przedstawiony wpływ i zmiany własności paliw oraz pracy silników w zależności od różnych czynników.

Zebrała i opracowała mgr inż. B. Mielnikowa

Paliwa do silników odrzutowych

Paliwa do silników odrzutowych stanowią cięższą od benzyny naftę, bądź też niekiedy stanowią mieszaninę benzyny, nafty i oleju gazowego. Bywają one paliwami o granicach wrzenia

1. Paliwa radzieckie

2. Paliwa angielskie i amerykańskie

Paliwo	T-1	TS-1	Paliwo	JP-3	PWA CF-811	D Engrn RD 2484	Paliwo	Lotnictwo wojskowe					Lotnictwo cywilne na r. 1956	
								M.I.F. 5616 1950 JP-1	M.I.F. 5624 1951 JP-3	1951 JP-4	M.I.F. 7914 1952 JP-5	M.I.F. 5161 1951 JP-4 walc	Norma ASTM JP-4	Paliwo
CieŜar własc. przy 20°C G/cm ³	0,800-0,850	min 0,775	Zawartość węglowodorów aromatycznych maks. %	25	20	20	CieŜar własciwy przy temp. 15°C G/cm ³	0,950	0,7275	0,7457	0,7776	0,7467	0,750-0,902	
Początek nie wyżej °C	150	150	Liczba bromowa maks.	30	-	-	10% destyluje do temp. °C	210	130	121	210	104	175-204	
10% destyluje do temp. °C	175	165	CieŜar własciwy przy 15°C maks. G/cm ³		0,82		20% " " " "						143	
50% " " " "	225	195	Zawartość siarki ogólna maks. %	0,5	0,1	0,2	50% " " " "						232	
90% " " " "	270	230	Zawartość merkaptanów maks. %	0,005			90% " " " "	254			288	252	240	
95% destyluje do temp. °C	280	250	Temperatura krzepnięcia min. °C	-60	-60	-40	Koniec destylacji do temp. °C	300	316	280			288	
Pozostałość i straty % maks.	2	2	Temperatura zapłonu min. °C		43	38	Prężność par metodą Reida kG/cm ² nie wyższa od		0,492	0,21		0,21	0,14-0,21	
Lepkość przy 20°C cst	1,5-3,0	1,25	10% destyluje przy temp. °C	204	254		Prężność par metodą Reida kG/cm ² nie niższa od		0,35	0,14		0,14		
" " " 0°C " " maks.	4	2,5	Koniec destylacji do temp. °C	315		300	Temp. krzepnięcia maks. °C	-60	-60	-60	-40	-51	-40	
" " " -40°C " " " "	16	8	Pozostałość po odparow. w strumieniu powietrza maks. mg/100ml	5			Lepkość w temp. -34,4°C maks. cst						15	
Lepkość przy -50°C cst maks.	25	-	Zawartość żywicy metodą przyspiesz. maks. mg/100ml	20			Lepkość w temp. -40°C maks. cst	10			20			
Kwasowość mg KOH/100ml maks.	1,0	1,0	Próba na korozję	wytrzyma			Liczba bromowa maks. %	3,0	3,0	3,0	3,0	3,0		
Temp. zapłonu mg MP °C min.	30	28	Lepkość przy -18°C maks. cst	6			Całkowita zawartość siarki maks. %	0,2	0,4	0,4	0,5	0,4	0,25	
Temp. krzepnięcia nie wyżej °C	-60	-60	Lepkość przy -40°C maks. cst	10	10		Zawartość merkaptanów maks. %	0,005	0,005	0,005	0,005	0,005	0,003	
Temp. mętnienia nie wyżej °C	-50	-50	Wartość opałowa min. kcal/kg	10267	10402		Zawartość węglowodorów aromatycznych maks. % obj.	20	25	25	25	20	20	
Liczba jądowa maks. %	2	3,5	Wartość opałowa min. kcal/kg				Zawartość węglowodorów aromatycznych przrzuć powyżej 204°C maks. %						5	
Zawartość węglowodorów aromatycznych maks. %	25	22	Wartość opałowa min. kcal/kg				Zawartość węglowodorów nienasyconych maks. %						5	
Pozostałość po odparowaniu w strumieniu powietrza maks. mg/100ml	11	10	Próba na korozję	wytrzyma			Wysokość płomienia niekopcającego maks. cm						20	
Zawartość siarki ogólnej maks. %	0,1	0,25	Lepkość przy -18°C maks. cst	6			Zawartość gum obecnych maks. mg/100ml						7	
Zawartość merkaptanów maks. %			Lepkość przy -40°C maks. cst	10	10		Zawartość gum, oznaczonych metodą przyspieszoną, maks. mg/100ml	8	20	20	20	20	14	
Wartość opałowa min. kcal/kg	10250	10250	Wartość opałowa min. kcal/kg				Wartość opałowa min. kcal/kg	10212	10200	10156	10156	10212	10212	
Zawartość popiołu maks. %	0,005	0,005	Zawartość inhibitora maks.	0,453x6	100001		Temp. zapłonu min. °C	45		60		60	56	
Próba na korozję	wytrzyma	wytrzyma					Próba korozji na pasku z miedzi							
							Inhibitory ułlenienia i korozji						dowolne	
							Zawartość inhibitorów K6/5000l	0,1197	0,1197	0,1197	0,1197			

СОДЕРЖАНИЕ

S. SZULC: Запущенная отрасль	стр.	69
W. NOWAKOWSKI: Приблизительный анализ штопора планера	71	
K. MOLENDА: Применение стилоскопа в авиационной промышленности	76	
M. WASILEWSKI: Анализ работы авиационных конструкторских бюро	81	
S. LASSOTA: Ту-104	88	
Наш репортаж — L. DULĘBA: Некоторые замечания о британских самолётах гражданского флота	93	
Заметки по технической эксплуатации	94	
Безопасность и гигиена труда — S. MADEJSKI: Кабинет безопасности труда Польских Воздушных Линий LOT	95	
Технический почтовый ящик	97	
На книжных полках	98	
Документальный обзор авиации	99	
Конструкторские пособия — B. MIELNIKOWA: Топлива, применяемые в авиации. Часть II обертки		

CONTENTS

S. SZULC: The neglected field	page	69
W. NOWAKOWSKI: The approximate spin analysis of glider	71	
Production — K. MOLENDА: Steelescope application in aircraft industry	76	
M. WASILEWSKI: Study of work in aircraft design office	81	
S. LASSOTA: „Tu-104“	88	
Our Report — L. DULĘBA: Lock on British Transport Aircraft	93	
The User's Note-Book	94	
Work protection — S. MADEYSKI: Labour Protection Office in Polish Aerolines „LOT“	95	
Technical Letter Box	97	
On Bookseller's Shelves	98	
Aviation Documentation Review	99	
Designers Data Sheets — B. MIELNIKOWA: Fuels used in aeronautics (part II)		on cover

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

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

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

Redaktor techniczny: Mieczysław Dołowy, Sekretarz redakcji: Jarosława Berżyńska

Adres Administracji: Administracja Czasopism Technicznych NOT. Warszawa, ulica Mickiewicza 18, tel. 33-11-72 i 33-01-11
Cena pojedynczego zeszytu 12.— zł. Prenumerata roczna 74.— zł. Półroczna 36.— zł.

TECHNIKA LOTNICZA

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

ROK XIII

MAJ – CZERWIEC 1957 R.

ZESZYT 3 (45)

Prof. STANISŁAW SZULCA
Politechnika Warszawska

Zaniedbana dziedzina

Artykuł porusza bardzo ważne i aktualne zagadnienie — niedocenywanie problemów technologicznych produkcji lotniczej. To niedocenywanie jest, między innymi, przyczyną wysokich kosztów naszej produkcji, na co niejednokrotnie zwracano uwagę w poprzednich dyskusjach SIMP i innych. Sądzymy, że sprawa poruszona przez prof. Szulca doczeka się odpowiednich środków zaradczych. Oczekujemy dalszych głosów i wniosków w tej sprawie.

* * *

Od dłuższego czasu słyszy się wypowiedzi o niedostatecznym poziomie technologii nie tylko w przemyśle lotniczym, lecz nawet w całym przemyśle budowy maszyn. Ten niepokojący stan nie doczekał się dotychczas żadnej analizy wśród najbardziej bezpośrednio zainteresowanych, to jest ze strony zakładów przemysłowych, uczelni i Sekcji Lotniczej SIMP.

Wypowiedzi dotychczasowe niejednego zebrania (m. in. „Technika Lotnicza“ zesz. 6/56 oraz referat zebrania w Instytucie Lotnictwa, styczeń 1957 r.) stwierdzają trudności, nie znajdując jednak dróg dla ich usunięcia, pochodzą bowiem przeważnie nie od technologów, a większość świata technicznego nie czuje widocznie wagi tego zagadnienia i jego bezpośredniego związku ze stanem produkcji, skoro wypowiedzi te są bądź marginesowe, bądź samo zagadnienie w ogóle jest pomijane (np. ostatni kongres NOT).

Zagadnienie technologii i technologów dotyczące ich przygotowania, wymagań i warunków ich pracy oraz przyczyn niepowodzeń produkcyjnych wzrosło do rzędu palącego problemu, którego rozwiązanie nie jest możliwe ani „od ręki”, ani drogą pojedynczych wypowiedzi. Wymaga ono głębszej analizy zespołu zainteresowanych. Dlatego w niniejszym artykule ograniczam się do rozważania elementów problemu i kierunku starań jego rozwiązania.

Dotychczasowe znane wypowiedzi podkreślają niejednokrotnie jeszcze w obecnej dobie rozwoju technologii jej empiryczny charakter, mimo że od czasu wojny staje się ona dyscypliną coraz silniej związaną z naukami podstawowymi; przewija się ciągle jeszcze stary pogląd jakoby podstawy naukowe są niezbędne w konstrukcji, natomiast dla technologii wystarczają wiadomości praktyczne, a warstwą jakoś „da sobie radę”. Wyznawcy tych poglądów nie wiedzą, że zdaniem krajów uprzemysłowionych ostatnią wojnę wygrali technolodzy i że o powodzeniu gospodarczym kraju decyduje technologia. Poglądy takie nie są obecnie słuszne, ani nawet w odniesieniu do wyrobu prototypów, których technologia eksperymentalna powinna stanowić w dużej mierze prototyp nowoczesnej technologii produkcji seryjnej, opartej na eksperymentalnej pracy badawczej, a nie kopiowaniu.

Poglądy takie nie są w ogóle stosowalne, jeśli chcemy eksportować jakiegokolwiek maszyny, co dopiero sprzęt lotniczy. Nie wytrzymują one konfrontacji z życiem pod względem konkurencyjności ani z uwagi na ekonomię produkcji (cena), ani na trwałość maszyny. Niepowodzenia eksportowe z tych względów znane są, niestety, w niejednej gałęzi przemysłu maszynowego.

W tym stanie wydaje się oczywiste, że należy wszelkimi siłami dążyć do poprawienia poziomu technologii w najszerszym znaczeniu, co jest uzależnione w pierwszym rzędzie od poprawienia kwalifikacji samych technologów. Po tym dopiero nastąpi poprawa wyposażenia produkcyjnego.

Przed rozważeniem samego zagadnienia wydaje się słuszne zastanowić, kto właściwie może pretendować do nazwy technologa?

Wydaje mi się, że jako technolog może być uważany taki inżynier lub technik, który przede wszystkim samodzielnie, przez dłuższy czas, projektował procesy technologiczne rzeczywiście wykonywanej produkcji, ponadto normował materiały, czasy i typował obrabiarki, obliczał ich obciążenie względnie przepustowość, projektował ich rozstawienie (gniazda, linie), wreszcie co najmniej dawał koncepcje konstrukcji urządzeń produkcyjnych i przyrządów specjalnych.

W tych rozlicznych czynnościach należy, zdaniem moim, uważać za kluczową czynność projektowanie procesów technologicznych jako metody nadawania częściom kształtów i własności w logicznej kolejności od materiału wyjściowego do gotowego przedmiotu.

Powyższe określenie pracy technologa różni go od obróbkowca względnie od skrawaniowca dzięki temu, że dla technologa obróbka jest tylko jednym z wielu narzędzi jego pracy, podczas gdy głównym zadaniem obróbkowca jest znacznie węższy zakres geometrii i mechaniki skrawania, w ścisłym związku z konstrukcją narzędzi i wykorzystaniem obrabiarki.

Powyższe określenie uważałem za konieczne umieścić, nie tylko aby podkreślić różnice obu specjalności zawodowych, lecz niemniej, aby podkreślić, że poglądy wyrażane nawet przez specjalistów bliskiej dziedziny nie zawsze mogą być miarodajne właśnie z uwagi na przytoczoną różnicę zakresu specjalności.

Jakie są przyczyny wspomnianego spadku poziomu technologii? Przecież przed wojną przemysł potrafił wychować sobie kadre technologów, która średnio liczyła ok. 10 lat praktyki we wszystkich trzech poziomach wykształcenia. Nie istniała wówczas obserwowana dziś ucieczka od technologii, mimo że istniały już biura studiów i konstrukcyjne. W specjalności technologii pracowali stale technolodzy i technicy, a dla inżynierów uważano tę dziedzinę za pierwszy przejściowy etap ich pracy w przemyśle, niezbędny dla nabycia doświadczenia technologicznego do wykonywania innych czynności.

Obecnie średnia liczba lat praktyki technologów naszych nie przekracza pięciu, co w porównaniu z odpowiednią średnią 10—20 lat Czechosłowacji lub NRD jest niepokojącą anomalią, niemniej jedną z przyczyn naszego zacofania technologicznego. Ponadto znana jest dzisiaj niechęć młodzieży do poświęcenia się technologii chociażby jako przejściowego etapu w rozwoju swych kwalifikacji zawodowych, na korzyść konstrukcji i prac badawczych.

Warto zastanowić się nad tymi zjawiskami. Zdaniem moim, wśród przyczyn tego ustosunkowania się można wyróżnić trzy aspekty: psychologiczny, techniczny i materialny. Ograniczę się jedynie do powierzchownej ich analizy, jakkolwiek doprowadzenie do poprawy wymaga głębszego rozważenia.

Aspekt psychologiczny wydaje się być kluczowy, m. in. jako podświadoma reakcja niechęci wobec skierowywania automatycznego w imię wyższej konieczności planu. Niechęć ta, nawet podświadoma, prowadzi do formalnego wykonywania pracy. Wydaje się, że temu nie mogą na ogół zapobiec nawet bodźce materialne. Od tej części pracowników, którym dziedzina pracy jest obojętna, nie można wymagać, by stała się ona czołówką dającą wkład w postęp techniczny jakiegokolwiek dziedziny — są to tylko obojętni wykonawcy.

Należy zatem rozważyć, czy usunięcie podświadomych oporów psychicznych nie mogłoby być dokonane przez nadanie technologii atrakcyjności, której ta dziedzina została dokładnie pozbawiona. Jest nie do uwierzenia, by młody inżynier, a tym bardziej student, miał tak skryształizowany pogląd na zawód, który każdego z nich (mogą być wyjątki) pociąga bezapelacyjnie w każdym innym kierunku, tylko nie do technologii. Rozumiem, że ten objaw należałoby sformułować: szukam pracy interesującej, a ogólna opinia stwierdza, że technologiczny kierunek „nic nie daje”, to znaczy, że jest nieinteresujący. Nie znaczy to, by kierunki: konstrukcyjny czy badawczy, przedstawiały dla każdego pole dostępne, zwłaszcza jeśli nie ma do nich podstaw wiedzy lub zdolności, jednakże przez porównanie kierunki te stają się rodzajem „ziemi obiecanej”, dające pozornie większe możliwości wyżycia się. Na brak atrakcyjności w specjalności technologicznej składają się następujące czynniki: nieistnienie możliwości pracy koncepcyjnej lub pracy eksperymentalnej, w razie oparcia produkcji na licencji, brak rozgłosu nazwiska w przeciwieństwie do możliwości, jakie tu stwarza konstrukcja, bezpośrednio odpowiedzialności za wyniki (w technologii najsilniejsza). Operatywność, wymagana w wysokim stopniu u technologów, w przeciwieństwie do koncentracji umysłu w pracy konstrukcyjnej i badawczej (cechy te są indywidualne i zależne od psychiki jednostki), monotoność charakteru pracy technologa i wysoki udział nieuniknionych (lub zbędnych) czynności administracyjnych, porządkowych i formalnych, w przeciwieństwie do różnorodności czysto technicznych zagadnień badawczych i konstrukcyjnych, wreszcie nie zawsze słuszna, a silnie przekonywająca opinia o rzekomej wyższości pracy konstrukcyjnej nad technologiczną. Czynnikiem ten jest propagandowy i, niestety, działa on już od momentu akcji rekrutacyjnej na wyższe studia.

Bez opanowania wymienionych czynników nie wydaje się możliwe poprawienie sytuacji, bowiem czynniki te decydują o zainteresowaniu w pracy, bez którego nie może być mowy o pomyślnych wynikach. Trzeba pamiętać, że wzbudzenie zainteresowania (to jest przychylnego nastawienia psychicznego) może pokonać nawet niekorzystny aspekt materialny, biorąc pod uwagę powszechną emocjonalność jako cechę narodową.

W drugim aspekcie, technicznym — należy brać pod uwagę wpływ środowiska jako kształtujący każdego początkującego fachowca. Działają tu dwa czynniki: tradycja zakładu i poziom wiadomości starszych kolegów, których obowiązkiem jest wprowadzenie początkującego technologa w jego czynności i dostarczenie mu potrzebnych wiadomości formalnych i merytorycznych. Warunki pod tym względem nie są zachęcające, bowiem wojna zniszczyła dobre tradycje szeregu przodujących przed wojną zakładów, rozbiła dawne kadry technologów, a przemieszane resztki fachowców z doświadczeniem zostały usunięte pod zarzutem „rutynizmu”. To spowodowało obniżenie poziomu kwalifikacji mimo zwiększenia ilościowego kadry technologów, ze wszystkimi znanymi konsekwencjami. Gdyby nie ostatni fakt, przemysł posiadałby obecnie technologów z doświadczeniem nawet 15—20-letnim, którzy mogliby je przekazywać młodej kadrze. Tymczasem nie do wyjątków należy główny technolog z zaledwie kilkuletnią praktyką. Młody inżynier nie może oczekiwać w tych warunkach więcej niż odesłania go do materiałów licencyjnych, których właściwa interpretacja i transponowanie na warunki danego zakładu wymaga dobrej praktyki i doświadczenia w rozwiązywaniu zagadnień nieuniknionych w produkcji licencyjnej. Warunki te muszą pogorszyć się, jeśli zakład przejdzie na produkcję konstrukcji własnych, nielicencyjnych.

Brak doświadczonego środowiska odbija się w niemniejszym stopniu w zagadnieniach dotyczących ekonomicznej strony produkcji, których dziedziną jest głównie technologia. Praca technologa wymaga ponadto ustawicznego zdobywania znajomości wielu dodatkowych gałęzi techniki,

specyficznych dla różnych produkcji. Stwarza to jeszcze większą konieczność pomocy środowiska i samodzielnego studiowania niż np. w konstrukcji, gdzie początkujący może w większym stopniu oprzeć swą pracę na wiedzy teoretycznej, nabytej podczas studiów. Należy pamiętać, że czas potrzebny na wyrobienie samodzielnego technologa wynosił przed wojną dla inżyniera 1—3 lat (zależnie od gałęzi przemysłu), dla technika — do 5 lat. Czy zasób wiedzy dzisiejszego technologa i możliwości wyrobienia go są dziś większe niż przed wojną?

Jak wynika z powyższego, poziom techniczny środowiska jest niemniej ważnym czynnikiem w kształtowaniu kadry technologicznej.

Trzeci aspekt — materialny, jest tak silnie związany z ogólnym poziomem wynagrodzeń, a także z ogólną sytuacją ekonomiczną, że nie może być omawiany w oderwaniu od nich. Niemniej nasuwają się i tu dwie uwagi. Nie można uważać za normalny objaw, jeśli inżynier stara się ze względów materialnych o przyznanie mu stanowiska mistrza, bowiem niewykorzystanie w poziomie jego kwalifikacji stanowi dla gospodarki efektywną stratę.

W porównaniu z pracą konstruktora lub badawczą, odpowiedzialność technologa jest najbardziej z tych trzech specjalności bezpośrednia w czasie, bowiem od jego pracy zależy bezpośrednio plan zakładu i efekt ekonomiczny produkcji. Jeśli czynnik odpowiedzialności nie znajduje równoważnika w bodźcu materialnym, staje się on automatycznie elementem odstraszającym od takiego kierunku pracy i stanowiska. Wyraża się to w ogólnikowym stwierdzeniu, że warunki pracy są „trudne”, a do trudnych warunków pracy trudno znaleźć chętnych.

Wnioski, mimo tak pobieżnej analizy zagadnienia, nasuwają się następujące:

1) Rozwiązania zagadnienia technologii należy szukać w drodze jego dogłębnej analizy w bezpośredniej współpracy technologów przemysłu, Instytutu Lotnictwa, katedr technologicznych uczelni i Sekcji Lotniczej SIMP, co w dziedzinie lotniczej nie jest trudne. Analiza ta powinna być wszechstronna, a mianowicie powinna objąć szkolenie kadr i sposób wykorzystania technologów, odpowiednio do ich kwalifikacji zawodowych i cech psychicznych (te ostatnie ujawnią się w początkowych latach pracy) i to z uwzględnieniem co najmniej dwóch pierwszych omówionych aspektów.

2) Należy mieć na uwadze, że o dobroci samolotu decyduje nie tylko konstrukcja płatowca, silnika i osprzętu, ale również ich technologia.

3) Uczynienie technologii atrakcyjną leży w umiejętnym doborze jednostek pod względem ich dynamiki („operatywności”), w odpowiednim doborze inżynierów I i II stopnia do prac koncepcyjnych i badawczych technologicznych, to jest w laboratoriach technologicznych, w produkcji eksperymentalnej, w projektowaniu procesów technologicznych opartych na nowoczesnych metodach, w projektowaniu nowoczesnego wyposażenia produkcyjnego (dotychczas nie stosowanego w naszym przemyśle) itp. (Czy stworzone komórki „postępu technicznego” posiadają środki i wykwalifikowane obsady, odpowiednie do wykonania tych zadań?)

4) Zorganizowanie współpracy przemysłu i uczelni nie tylko dla potrzeb przemysłu, lecz niemniej w udziale przemysłu nad przygotowaniem kadry technologów, nad zaopatrzeniem uczelni w sprzęt itp. Pod tym względem przemysł powinien świadczyć swą pomoc wobec szczupłości środków uczelni tak, jak to było przed wojną, jeśli chce mieć narybek tak przygotowany, jak tego wymagają potrzeby.

Innymi słowy — przemysł powinien stworzyć takie warunki pracy technologom, by obecnie panującą awersję do tej dziedziny zamienić na zainteresowanie nią, w każdym razie w odniesieniu do absolwentów szkół i współdziałać pośrednio w ich przygotowaniu do tego zawodu.

Jeśli tych warunków nie stworzymy, technika produkcji będzie skazana na bezmyślne kopiowanie według licencji, a tym samym na coraz silniejsze zacofanie.

Jeśli ma nastąpić poprawa, to jej inicjatywa wyjść powinna spośród samych technologów, nie zaś organizatorów i nie teoretyków itp. osób innych specjalności zawodowych.

Mgr inż. WŁADYSŁAW NOWAKOWSKI
SZD Bielsko-Biala

Przybliżona analiza korkociągu szybowca

Zamieszczony niżej artykuł jest próbą przybliżonej analizy korkociągu w zastosowaniu do szybowców. Autor wprowadził szereg dość daleko idących założeń i uproszczeń, jak na przykład wzięcie pod uwagę a priori korkociągu ustalonego oraz przyjęcie, że współczynnik siły normalnej c_n i stycznej c_s jest stały w dużym zakresie kąta natarcia, że kąt przechylenia φ jest równy zeru itd. Dzięki temu można było osiągnąć stosunkowo proste wzory końcowe na W_a/Ω i a_k .

Abstrahując od tego, że a_k nawet w ustalonym korkociągu nie jest jedynym kryterium korkociągu, dla przeprowadzenia obliczeń trzeba oprócz zwykłych parametrów szybowca, znanych przy projekcie wstępnym, znać stałe a^* , b^* i c^* . Te stałe są funkcją układu szybowca, proporcji sterów itd. i mogą być wyznaczone na podstawie badań w locie lub też dmuchań w tunelu aerodynamicznym; obliczenie analityczne jest wątpliwe ze względu na złożoność zagadnienia. Ponieważ te stałe nie są uniwersalne, użyteczność metody jest ograniczona do układów, dla których te stałe są wyznaczone. Niemniej wyprowadzone równania pozwalają na określenie

wplywu takich czynników, jak na przykład S_V/S , S_V/S , β_v , $(J_n - J_s)$, $\left(\frac{\partial c_M}{\partial \alpha}\right)_{a_{kr}}$, a , a_z na wielkość a_k . Natomiast takie zmiany, jak na przykład zmiana wzajemnego usytuowania usterzenia poziomego i pionowego czy też zmiany w charakterystyce aerodynamicznej skrzydła wymykają się spod analizy, gdyż zmieniają się wtedy wartości a^* , b^* i c^* .

Konstruktorzy szybowców wyczynowych, dążąc do osiągnięcia wysokiej sterowności podłużnej, stosują najmniejsze zapasy stateczności statycznej podłużnej, na jakie zezwalają względy dynamiczne.

Stosowanie jednak zbyt małych stateczności niesie z sobą niebezpieczeństwo wykonywania przez szybowiec nieoprawnego korkociągu. Dlatego też należy — w miarę możliwości jeszcze w projekcie wstępnym — sprawdzić typ wykonywanego przez projektowany szybowiec korkociągu. W przypadku stwierdzenia, że szybowiec wykazuje skłonność do wykonywania korkociągu płaskiego, należy wprowadzić odpowiednie zmiany konstrukcyjne w projekcie, względnie należy przewidzieć możliwość szybkiego ich wprowadzenia już na gotowym egzemplarzu prototypu, by nie przedłużać zbytnio okresu jego „narodzin“.

Zagadnienie korkociągu jest zagadnieniem bardzo złożonym i do tej pory nie dającym się ująć w sposób ścisły na drodze wyłącznie analitycznej. Ilościowe dane można otrzymać jedynie na drodze badań w laboratoriach aerodynamicznych, a właściwie dopiero w czasie pomiarów w locie prototypu.

Nie mniej, pewne orientacyjne dane jakościowe można otrzymać przy pomocy przybliżonej analizy. Analizę taką — dla szybowców wyczynowych — opracowano w SZD, uzupełniając ją wynikami pomiarów w locie.

I. Oznaczenia

W dalszych rozważaniach użyto oznaczeń i układu współrzędnych zalecanych normą: PN/L-02150:

- A, B, C, D, E wielkości stałe dla danego typu płatowca, określające wpływ poszczególnych jego parametrów konstrukcyjnych na rodzaj wykonywanego korkociągu;
- C_1, C_2, C_3, C_4 wielkości stałe, mające wpływ na wielkość pochodnych momentu kierunkowego N dla danego płatowca;
- I_s, I_b, I_n główne momenty bezwładności szybowca;
- L moment poprzeczny (przechylający);
- M moment podłużny (pochylający);
- N moment kierunkowy (odchylający);
- P_s, P_b, P_n składowe siły aerodynamicznej działające wzdłuż osi: podłużnej, poprzecznej, normalnej;
- Q ciężar szybowca;
- S powierzchnia skrzydeł;
- S_V powierzchnia usterzenia kierunku;
- a^*, b^*, c^* wielkości stałe dla danej grupy płatowców, pozwalające na obliczenie stałych: A, B, C ;
- b rozpiętość skrzydeł;
- c_M współczynnik podłużnego momentu względem środka ciężkości szybowca;
- c_s współczynnik siły stycznej;
- c_n współczynnik siły normalnej;
- g przyspieszenie ziemskie;
- L_A średnia cięciwa aerodynamiczna;
- L_K cięciwa końcowa skrzydła trapezowego;

- l_s cięciwa w płaszczyźnie symetrii skrzydła trapezowego;
- m masa szybowca;
- $n_{\beta V}$ pochodna momentu kierunkowego względem kąta wychylenia steru kierunkowego;
- $n_{\omega s}$ pochodna momentu kierunkowego względem prędkości kątowej dokoła osi podłużnej;
- $n_{\omega n}$ pochodna momentu kierunkowego względem prędkości kątowej dokoła osi normalnej;
- n_V pochodna momentu kierunkowego względem prędkości liniowej wzdłuż osi poprzecznej;
- τ promień spirali korkociągu;
- u, v, w składowe prędkości liniowej wzdłuż osi: podłużnej, poprzecznej, normalnej;
- u_{ef} „efektywna“ prędkość w korkociągu;
- w_g prędkość opadania w korkociągu;
- y odległość rozpatrywanego przekroju skrzydła od płaszczyzny symetrii;
- α kąt natarcia skrzydła;
- α_k kąt „natarcia“ kadłuba (gł. osi bezwładności);
- α_z kąt zaklinowania skrzydła względem kadłuba;
- β_h kąt wychylenia steru wysokości;
- β_l kąt wychylenia lotek;
- β_V kąt wychylenia steru kierunkowego;
- ϑ kąt wychylenia szybowca (gł. osi bezwładn.);
- φ kąt przechylenia szybowca (gł. osi bezwładn.);
- ψ kąt odchylenia szybowca (gł. osi bezwładn.);
- v współczynnik korygujący prędkość efektywną;
- ρ gęstość powietrza;
- τ zbieżność skrzydła trapezowego;
- Ω prędkość kątowa korkociągu;
- $\omega_s, \omega_b, \omega_n$ składowe prędkości kątowe korkociągu dokoła osi: podłużnej, poprzecznej, normalnej.

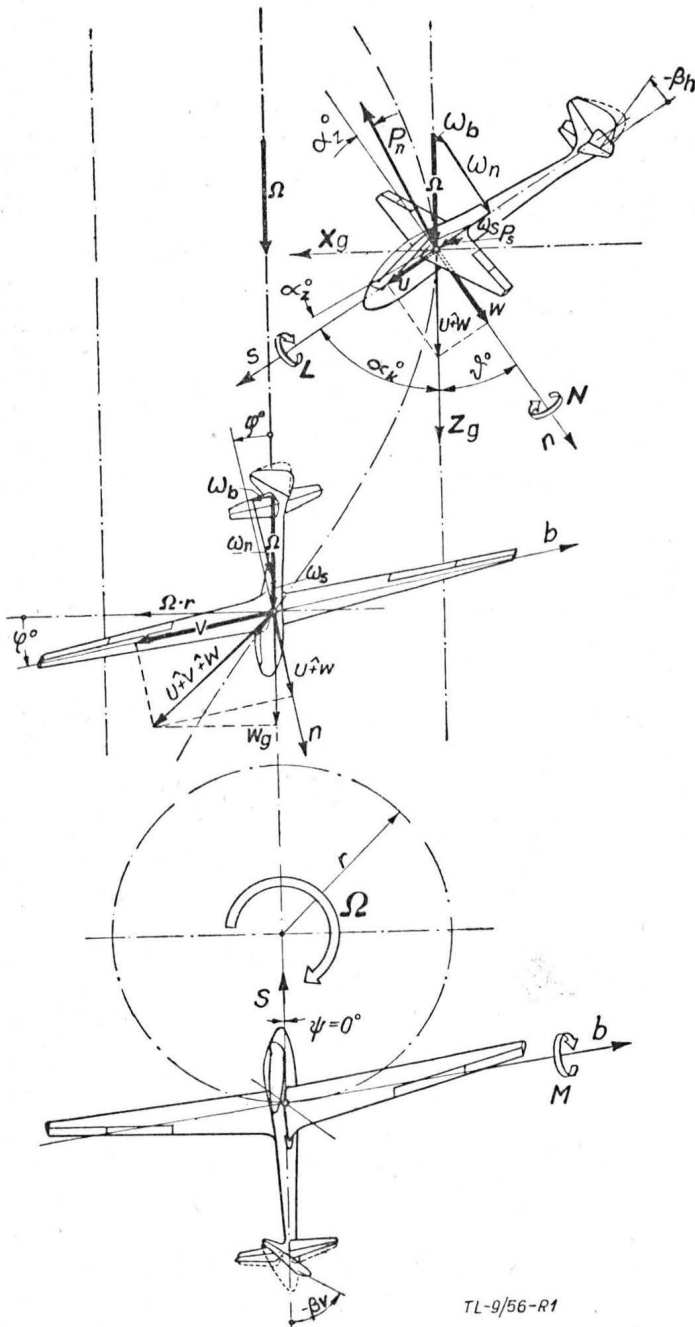
II. Podstawowe równania dynamiczne

Dla wyprowadzenia podstawowych zależności wspomnianej analizy przyjęto uproszczony schemat korkociągu, jak na rys. 1.

Wzdług tego schematu szybowiec z lotkami w neutrum, a sterem kierunkowym wychylonym o kąt β_n wykonuje korkociąg wzdług toru spiralnego o promieniu τ z prędkością kątową Ω , opadając równocześnie z prędkością w_g .

Szybowiec pochylony jest o kąt ϑ , osiągając kąt natarcia $\alpha = \alpha_k + \alpha_z$ oraz przechylony jest o kąt φ . Oś podłużna szybowca przechodzi przez oś kierunkowej korkociągu ($\psi = 0$).

Główne osie bezwładności oznaczono na rys. 1 przez: s, b, n , przy czym przyjęto, że oś „s“ pokrywa się z podłużną osią kadłuba, z którą cięciwa skrzydła tworzy kąt zaklinowania α_z .



Rys. 1

Ponieważ będziemy rozpatrywali korkociąg ustalony, podstawowe równania dynamiczne, określające ruch szybowca, przyjmą w tym przypadku uproszczoną postać:

$$m(w \cdot \omega_b = v \cdot \omega_n) = -P_s \cdot \cos \alpha_z - P_n \cdot \sin \alpha_z - m \cdot g \cdot \sin \vartheta \quad [1a]$$

$$m(u \cdot \omega_n - w \cdot \omega_s) = -P_b + m \cdot g \cdot \cos \vartheta \cdot \sin \varphi \quad [1b]$$

$$m(v \cdot \omega_s - u \cdot \omega_b) = -P_n \cdot \cos \alpha_z + P_s \cdot \sin \alpha_z + m \cdot g \cdot \cos \vartheta \cdot \cos \varphi \quad [1c]$$

$$(I_n - I_b) \omega_b \cdot \omega_n = L \quad [1d]$$

$$(I_s - I_n) \cdot \omega_n \cdot \omega_s = M \quad [1e]$$

$$(I_b - I_s) \omega_s \cdot \omega_b = N \quad [1f]$$

Z rys. 1 widzimy że:

$$\omega_s = \Omega \cdot \cos \alpha_k$$

$$\omega_b = \Omega \cdot \sin \alpha_k \cdot \sin \varphi$$

$$\omega_n = \Omega \cdot \sin \alpha_k \cdot \cos \varphi$$

III. Równowaga sił w płaszczyźnie symetrii szybowca

Ponieważ w korkociągu kąt przechylenia szybowca jest najczęściej mały, mały również jest kąt zaklinowania skrzydła względem kadłuba, w dalszych naszych rozważaniach przyjmiemy że:

$$\sin \varphi = \sin \alpha_z \cong 0$$

$$\cos \varphi = \cos \alpha_z \cong 1$$

Poza tym, w zakresie nadkrytycznym siła styczna jest bardzo mała w porównaniu z siłą normalną, tak że z dokładnością wystarczającą do naszych celów możemy przyjąć:

$$c_s \cong 0$$

$$c_n \cong \text{const.}$$

Po powyższych uproszczeniach widzimy że:

$$\omega_s = \Omega \cdot \cos \alpha_k \quad [2a]$$

$$\omega_b \cong 0 \quad [2b]$$

$$\omega_n = \Omega \cdot \sin \alpha_k \quad [2c]$$

$$v = -\Omega \cdot r \quad [2d]$$

$$P_s = 0 \quad [2e]$$

$$P_n \cdot \cos \alpha_z = P_n \quad [2f]$$

Wprowadzając zależności: (2a), (2b), (2c), (2d), (2e), (2f) do zależności (1a) oraz (1c) — pamiętając przy tym, że $\vartheta = 90^\circ - \alpha_k$, otrzymujemy:

$$m \cdot \Omega^2 \cdot r \cdot \sin \alpha_k = m \cdot g \cdot \cos \alpha_k \quad [3a]$$

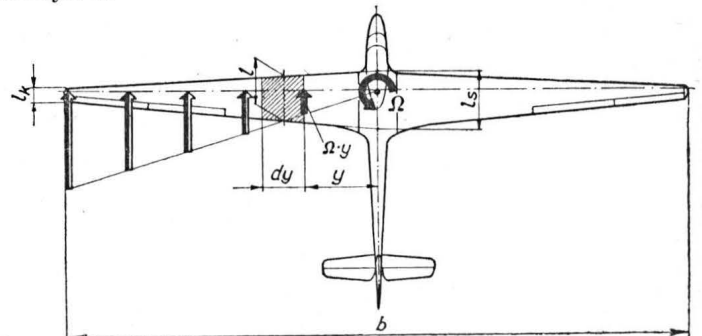
$$m \cdot \Omega^2 \cdot r \cdot \cos \alpha_k = P_n - m \cdot g \cdot \sin \alpha_k \quad [3b]$$

Z obu wyżej podanych zależności otrzymujemy po prostych przekształceniach:

$$P_n \cdot \cos \alpha_k = m \cdot \Omega^2 \cdot r \quad [4]$$

Skrzydło szybowca „odmuchiwane“ jest w korkociągu z prędkością $u + v + w$ (patrz rys. 1), przy czym szybowiec obraca się równocześnie dokoła osi z_g z prędkością kątową Ω .

Na wielkość siły normalnej P_n wpływ mają składowe prędkości $u + w$, leżące w płaszczyźnie symetrii szybowca oraz prędkość kątowa Ω , ponieważ wywołuje ona w poszczególnych przekrojach skrzydła prędkości liniowe — jak na rys. 2.



Rys. 2

Jeżeli kąt przechylenia szybowca jest mały — tak jak przyjęliśmy poprzednio — to składowe prędkości $u + w \cong w_g$, a więc równe są prędkości opadania szybowca w korkociągu.

Ponieważ kierunek prędkości „ $\Omega \cdot y$ “ jest prostopadły do kierunku prędkości w_g , „efektywna“ prędkość poszczególnych przekroi skrzydła w korkociągu wynosi:

$$u_{ef} = \sqrt{w_g^2 + (\Omega \cdot y)^2}$$

Po wyjaśnieniach tych widzimy, że wielkość siły normalnej występującej w zależności (4) możemy obliczyć przy pomocy całki:

$$P_n = \int_{-b/2}^{+b/2} c_n \frac{\rho}{2} \cdot U_{ef}^2 \cdot l \cdot dy \quad [5]$$

W przypadku skrzydła o obrysie trapezowym zależność (5) możemy napisać w postaci:

$$P_n = c_n \frac{\rho}{2} \int_{-b/2}^{+b/2} \left[w_g^2 + (\Omega \cdot y)^2 \right] \cdot \left[l_s - (l_s - l_k) \frac{y}{b/2} \right] \cdot dy$$

z której po prostych przekształceniach otrzymujemy:

$$P_n = c_n \frac{\rho}{2} S \left[w_g^2 + (\Omega \cdot b \cdot v)^2 \right] \dots \dots \dots [6]$$

przy czym przez „v” oznaczyliśmy:

$$v = \sqrt{\frac{1 + 3\tau}{24(1 + \tau)}} \dots \dots \dots [7]$$

$$\tau = \frac{l_k}{l_s}$$

Wprowadzając zależność (6) do zależności (4) widzimy że

$$c_n \frac{\rho}{2} S [w_g^2 + (\Omega b v)^2] \cdot \cos \alpha_k = m \cdot \Omega^2 \cdot r$$

względnie, że w korkociągu ustalonym:

$$\left(\frac{w_g}{\Omega}\right)^2 = \frac{Q}{S \rho g c_n} \cdot \frac{r}{\cos \alpha_k} - (b \cdot v)^2 \dots \dots \dots [8]$$

IV. Równowaga momentów względem osi normalnej „n”

Promień korkociągu „r” w zależności (8) możemy wyrazić przy pomocy innych parametrów, wykorzystując do tego celu na przykład równanie (1F). Ponieważ rozpatrujemy przypadek korkociągu ustalonego, momenty aerodynamiczne mogą być wywołane jedynie prędkościami liniowymi i kątowymi oraz wychyleniem sterów. Tak na przykład moment kierunkowy może być wyrażony przy pomocy zależności:

$$N = \frac{\partial N}{\partial u} \cdot u + \frac{\partial N}{\partial v} \cdot v + \frac{\partial N}{\partial w} \cdot w + \frac{\partial N}{\partial \omega_s} \cdot \omega_s + \frac{\partial N}{\partial \omega_b} \cdot \omega_b +$$

$$+ \frac{\partial N}{\partial \omega_n} \cdot \omega_n + \frac{\partial N}{\partial \beta_h} \cdot \beta_h + \frac{\partial N}{\partial \beta_l} \cdot \beta_l + \frac{\partial N}{\partial \beta_v} \cdot \beta_v \dots \dots \dots [9]$$

Ponieważ szybowiec jest bryłą symetryczną względem płaszczyzny S-n, możemy przyjąć, że w zależności (9):

$$\frac{\partial N}{\partial u} = \frac{\partial N}{\partial v} = \frac{\partial N}{\partial w} = \frac{\partial N}{\partial \beta_h} = 0$$

poza tym, jak przyjęliśmy na początku, rozpatrujemy przypadek korkociągu z lotkami w neutrum, a więc ich kąt wychylenia $\beta_l = 0$, tak że w naszym przypadku zależność (9) możemy napisać w postaci:

$$N = n_v \cdot v + n_{\omega_s} \cdot \omega_s + n_{\omega_n} \cdot \omega_n + n_{\beta_v} \cdot \beta_v \dots \dots \dots [9a]$$

przy czym oznaczyliśmy:

$$n_v = \frac{\partial N}{\partial v}$$

$$n_{\omega_s} = \frac{\partial N}{\partial \omega_s}$$

$$n_{\omega_n} = \frac{\partial N}{\partial \omega_n}$$

$$n_{\beta_v} = \frac{\partial N}{\partial \beta_v}$$

Wprowadzając zależność (9a) do zależności (1f) i wyrażając w niej składowe prędkości przy pomocy (2a), (2b), (2c) oraz (2d) otrzymujemy wielkość promienia korkociągu:

$$r = \frac{n_{\beta_g}}{n_v} \cdot \frac{\beta_v}{\Omega} - \frac{n_{\omega_s}}{n_v} \cdot \cos \alpha_k + \frac{n_{\omega_n}}{n_v} \cdot \sin \alpha_k \dots \dots \dots [10]$$

Ponieważ w zakresie nadkrytycznym pochodne:

$$n_{\beta_v} > 0, \quad n_v > 0, \quad n_{\omega_s} < 0, \quad n_{\omega_n} < 0,$$

zależność (10) wygodniej jest napisać w postaci:

$$r = \left| \frac{n_{\beta_v}}{n_v} \right| \cdot \frac{\beta_v}{\Omega} + \left| \frac{n_{\omega_s}}{n_v} \right| \cdot \cos \alpha_k - \left| \frac{n_{\omega_n}}{n_v} \right| \cdot \sin \alpha_k \dots [10a]$$

Obliczenie na drodze analitycznej wartości wyżej podanych pochodnych dla całego szybowca jest żmudne i mało dokładne. Natomiast stwierdzenie, od jakich parametrów konstrukcyjnych i parametrów ruchu zależą — w pierwszym rzędzie — wielkości poszczególnych pochodnych, nie następuje trudności.

Przyjmując, że na wielkość pochodnych $n_{\beta_v}, n_{\omega_n}, n_v$ mają wpływ przede wszystkim parametry usterzenia kierunku, a na wielkość pochodnej n_{ω_s} parametry skrzydła, wielkości te możemy wyrazić przy pomocy zależności:

$$n_{\beta_v} = C_1 \cdot S_v \cdot x_v \cdot \frac{\rho w_g^2}{2} \cdot \cos \alpha_k \dots \dots \dots [11a]$$

$$n_{\omega_s} = c_2 \cdot S \cdot b^2 \cdot \frac{\rho w_g^2}{2} \cdot \frac{1}{w_g} \dots \dots \dots [11b]$$

$$n_{\omega_n} = C_3 \cdot S_v \cdot x_v^2 \cdot \frac{\rho w_g^2}{2} \cdot \frac{1}{w_g} \dots \dots \dots [11c]$$

$$n_v = C_4 \cdot S_v \cdot x_v \cdot \frac{\rho w_g^2}{2} \cdot \frac{1}{w_g} \left(1 + \frac{x_v}{r} \cdot \sin \alpha_k\right) \dots \dots \dots [11d]$$

przy czym: C_1, C_2, C_3, C_4 są wielkościami stałymi dla danego typu płatowców, które można wyznaczyć w czasie prób w locie, x_v jest odległością środka parcia usterzenia kierunku od środka ciężkości szybowca.

Wprowadzając wyżej podane wartości pochodnych do zależności (10a) otrzymujemy:

$$r = \frac{C_1}{C_4} \cdot \widehat{\beta}_v \cdot \frac{w_g}{\Omega} \cdot \cos \alpha_k + \frac{C_2}{C_4} \cdot \frac{S b^2}{S_v \cdot x_v} \cdot \sin \alpha_k \cdot \cos \alpha_k -$$

$$- \left(\frac{C_3}{C_4} - 1\right) x_v \cdot \sin \alpha_k \dots \dots \dots [10b]$$

V. Pierwsze równanie analizy korkociągu

Wielkość promienia korkociągu z zależności (10b) wstawiona do zależności (8) pozwala na wyrażenie niewiadomej „ w_g/Ω ” przy pomocy równania drugiego stopnia:

$$\left(\frac{w_g}{\Omega}\right)^2 - \frac{2Q}{S \rho g c_n} \cdot \frac{C_1}{C_4} \cdot \widehat{\beta}_v \cdot \left(\frac{w_g}{\Omega}\right) - \left\{ \frac{2Q}{S \rho g c_n} \cdot \left[\frac{C_2}{C_4} \cdot \frac{S b^2}{S_v \cdot x_v} \cdot \sin \alpha_k - \right. \right.$$

$$\left. \left. - \left(\frac{C_3}{C_4} - 1\right) x_v \cdot \sin \alpha_k \right] - (b \cdot v)^2 \right\} = 0$$

Z równania tego, po oznaczeniu przez:

$$A = \frac{C_1}{C_4} \cdot \frac{Q}{S \rho g c_n} \cdot \widehat{\beta}_v = a^* \cdot \frac{Q}{S} \cdot \widehat{\beta}_v \dots \dots \dots [13a]$$

$$B = \frac{C_2}{C_4} \cdot \frac{2Q}{S \rho g c_n} \cdot \frac{S b^2}{S_v \cdot x_v} = b^* \cdot \frac{Q}{S} \cdot \frac{S b^2}{S_v \cdot x_v} \dots \dots \dots [13b]$$

$$C = \left(\frac{C_3}{C_4} - 1\right) \cdot \frac{2Q}{S \rho g c_n} \cdot x_v = c^* \cdot \frac{Q}{S} \cdot x_v \dots \dots \dots [13c]$$

$$D = (b \cdot v)^2 \dots \dots \dots [13d]$$

otrzymujemy:

$$\left(\frac{w_g}{\Omega}\right) = A \pm \sqrt{A^2 + B \cdot \sin \alpha_k - D - C \cdot \sin \alpha_k} \dots \dots \dots [12]$$

Jest to pierwsze z równań przybliżonej analizy korkociągu szybowca.

VI. Równowaga momentów względem osi poprzecznej „b”

Drugie równanie analizy otrzymamy przez przekształcenie zależności (1e). Podobnie jak w przypadku momentu kierunkowego możemy przyjąć:

$$\frac{\partial M}{\partial v} = \frac{\partial M}{\partial \omega_s} = \frac{\partial M}{\partial \omega_n} = \frac{\partial M}{\partial \beta_v} = \frac{\partial M}{\partial \beta_l} = 0$$

tak, że moment podłużny możemy wyrazić przy pomocy zależności:

$$M = \frac{\partial M}{\partial u} \cdot u + \frac{\partial M}{\partial w} \cdot w + \frac{\partial M}{\partial \omega_b} \cdot \omega_b + \frac{\partial M}{\partial \beta_h} \cdot \beta_h \dots \dots \dots [14]$$

Wyrażenie: $\frac{\partial M}{\partial u} u + \frac{\partial M}{\partial w} w =$

$$= \frac{\partial M}{\partial \alpha} \cdot \frac{\partial \alpha}{\partial u} u + \frac{\partial M}{\partial \alpha} \cdot \frac{\partial \alpha}{\partial w} w = \frac{\partial M}{\partial \alpha} \left(\frac{\partial \alpha}{\partial u} u + \frac{\partial \alpha}{\partial w} w \right) = \frac{\partial M}{\partial \alpha} \alpha$$

przy czym kąt $\alpha = \alpha_k + \alpha_z$ jest kątem natarcia osiągniętym przez szybowiec w korkociągu.

Wyrażenie:
$$\frac{\partial M}{\partial \beta_h} \cdot \beta_h = \frac{\partial M}{\partial \alpha} \cdot \frac{\partial \alpha}{\partial \beta_h} \cdot \beta_h = \frac{\partial M}{\partial \alpha} \cdot \alpha_r,$$

przy czym kąt α_r jest kątem natarcia „równowagi” osiąganym przez szybowiec w locie prostoliniowym przy wychyleniu steru wysokości o kąt β_h , to znaczy przy wychyleniu o taki sam kąt, z jakim szybowiec wykonuje korkociąg.

Wprowadzając wyżej podane wyrażenia na moment podłużny wraz ze składowymi prędkościami kątowymi z zależności (2a), (2b) oraz (2c) do zależności (1f), pamiętając przy tym, że w korkociągu $\beta_h < 0$, otrzymujemy:

$$(I_n - I_s) \Omega^2 = \frac{\sin 2 \alpha_k}{2} = \frac{\partial M}{\partial \alpha} [\alpha_k - (\alpha_r - \alpha_z)] \dots [15]$$

Analogicznie jak zależność (6) możemy napisać:

$$M = c_M \frac{\rho}{2} S [w_g^2 + (\Omega \cdot b \cdot v)^2] \cdot l_A \dots [16]$$

a więc:

$$\frac{\partial M}{\partial \alpha} = \frac{\partial c_M}{\partial \alpha} \cdot \frac{\rho}{2} S [w_g^2 + (\Omega \cdot b \cdot v)^2] \cdot l_A \dots [17]$$

VII. Drugie równanie analizy korkociągu

Wstawiając zależność (17) do zależności (15) otrzymujemy drugie równanie przybliżonej analizy korkociągu:

$$\left(\frac{w_g}{\Omega}\right) = \sqrt{\frac{I_n - I_s}{\frac{\partial c_M}{\partial \alpha} \cdot S \cdot l_A \cdot \rho} \cdot \frac{1}{\alpha_k - (\alpha_r - \alpha_z)} \cdot \frac{\sin 2 \alpha_k}{2} - (b \cdot v)^2} \dots [18]$$

Oznaczając przez:

$$E = \frac{I_n - I_s}{\frac{\partial c_M}{\partial \alpha} \cdot S \cdot l_A \cdot \rho}$$

równanie to możemy napisać w postaci:

$$\left(\frac{w_g}{\Omega}\right) = \sqrt{E \cdot \frac{\sin 2 \alpha_k}{\alpha_k - (\alpha_r - \alpha_z)} - D} \dots [18a]$$

VIII. Rozwiązanie równań analizy

Z obu równań analizy (12) oraz (18a) widzimy że:

$$\sqrt{E \cdot \frac{\sin 2 \alpha_k}{\alpha_k - (\alpha_r - \alpha_z)} - D} = A + \sqrt{A^2 + B \cdot \sin \alpha_k - D - C \cdot \text{tg} \alpha_k}$$

względnie że:

$$\frac{\sin 2 \alpha_k}{\alpha_k - (\alpha_r - \alpha_z)} = \frac{(A + \sqrt{A^2 + B \cdot \sin \alpha_k - D - C \cdot \text{tg} \alpha_k})^2 + D}{E} [19]$$

Zależności (19) najszybciej można rozwiązać graficznie. Lewa strona tej zależności nie zależy od parametrów konstrukcyjnych szybowca, tak że możemy wykonać siatkę krzywych dla wszystkich szybowców:

$$\frac{\sin 2 \alpha_k}{\alpha_k - (\alpha_r - \alpha_z)} = f(\alpha_k) \text{ dla różnych wartości } \alpha_r - \alpha_z = \text{constans.}$$

Na tle tej siatki możemy wkreślić krzywą:

$$\frac{(A + \sqrt{A^2 + B \cdot \sin \alpha_k - D - C \cdot \text{tg} \alpha_k})^2 + D}{E} = f(\alpha_k)$$

i punkty przecięcia tej krzywej z krzywymi wyżej wspomnianej siatki dają poszukiwane rozwiązanie, pozwalające na odczytanie kąta natarcia szybowca w korkociągu.

IX. Wielkość stałych otrzymanych z pomiarów w locie

Dla obliczenia wielkości stałych: A, B oraz C przy pomocy zależności (13a), (13b) oraz (13c) potrzebna jest znajomość wielkości stałych: a^* , b^* oraz c^* .

W tym celu przeprowadzono w SZD szereg pomiarów korkociągu kilku typów szybowców, otrzymując następujące wielkości odniesione do $h = 0$ atmosfery wzorcowej:

$$a^* = 0,290$$

$$b^* = 0,0097$$

$$c^* = 0,665$$

Wspomniane powyżej pomiary pozwoliły również stwierdzić, że z wystarczającą dla naszych celów dokładnością można przyjąć, że średnia wartość współczynnika stateczności statycznej podłużnej w korkociągu:

$$\left(\frac{\partial c_M}{\partial \alpha}\right)_{\text{kork.}} = \left(\frac{\partial c_M}{\partial \alpha}\right)_{\alpha = \alpha_{opt.}}$$

X. Przykład liczbowy

Dla usunięcia ewentualnych niejasności w stosowaniu wyżej podanej metody sprawdzimy poniżej omawianą metodą rodzaj korkociągu wykonywany przez szybowiec „Jaskółka-bis”:

Dane:	$S = 13,6 \text{ m}^2$	$Q/S = 24,3 \text{ kG/m}^2$
	$S_v = 1,14 \text{ m}^2$	$\beta_v = 0,523 \text{ radiana}$
	$b = 16,0 \text{ m}$	$I_n - I_s = 62 \text{ kG} \cdot \text{m} \cdot \text{s}^2$
	$x_v = 4,5 \text{ m}$	$\left(\frac{\partial c_M}{\partial \alpha}\right)_{\alpha_{opt.}} = 0,0185$
	$l_A = 0,94 \text{ m}$	$\alpha_r - \alpha_z = 200$

Obliczenie stałych:

$$A = a \cdot \frac{Q}{S} \cdot \beta_v = 0,290 \cdot 24,3 \cdot 0,523 = 3,69$$

$$B = b \cdot \frac{Q}{S} \cdot \frac{S \cdot b^2}{S_v \cdot x_v} = 0,0097 \cdot 24,3 \cdot \frac{13,6 \cdot 16^2}{1,14 \cdot 4,5} = 160$$

$$C = c \cdot \frac{Q}{S} \cdot x_v = 0,665 \cdot 24,3 \cdot 4,5 = 73$$

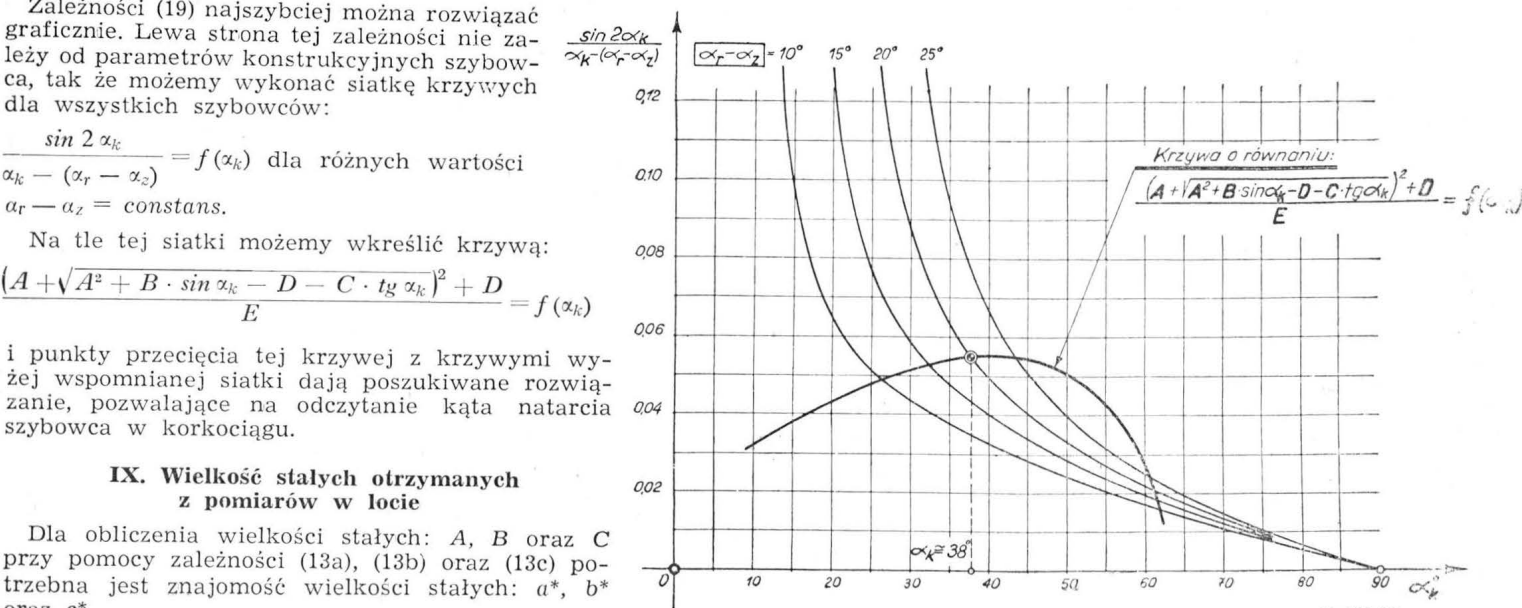
$$D = (b \cdot v)^2 = (16 \cdot 0,25)^2 = 16$$

$$E = \frac{I_n - I_s}{\left(\frac{\partial c_M}{\partial \alpha}\right)_{\alpha_{opt.}} \cdot S \cdot l_A \cdot \rho} = \frac{62}{0,0185 \cdot 13,6 \cdot 0,94} = 2110$$

Równanie krzywej:

$$\frac{(A + \sqrt{A^2 + B \cdot \sin \alpha_k - D - C \cdot \text{tg} \alpha_k})^2 + D}{E} = 0,000474 [(3,69 + \sqrt{160 \cdot \sin \alpha_k - 73 \cdot \text{tg} \alpha_k - 2,4})^2 + 16]$$

Z rys. 3, na którym wykreślono wyżej obliczoną krzywą, widzimy że w ustalonym korkociągu z lotkami w neutrum szybowiec „Jaskółka-bis” osiąga kąt $\alpha_k \cong 38^\circ$.



Kąt ten, aczkolwiek dosyć duży, nie dyskwalifikuje jeszcze szybowca. Pożądany byłby kąt $\alpha_k \cong 30^\circ$.

W przypadku, gdy kąt α_k przekracza 45° konieczne jest wprowadzenie odpowiednich zmian konstrukcyjnych w projekcie. Najłatwiej można w takim przypadku zmniejszyć wartość stałej „E” przez podwyższenie współczynnika stateczności statycznej podłużnej, względnie zmniejszenie różnicy momentów bezwładności $I_n - I_s$.

XI. Uzupelnienie

Określenie parametrów, od których zależą wielkości pochodnych „n”:

Wielkość pochodnej n_{β_v} zależy od parametrów usterzenia kierunkowego. Moment kierunkowy wywołany wychyleniem steru możemy wyrazić zależnością:

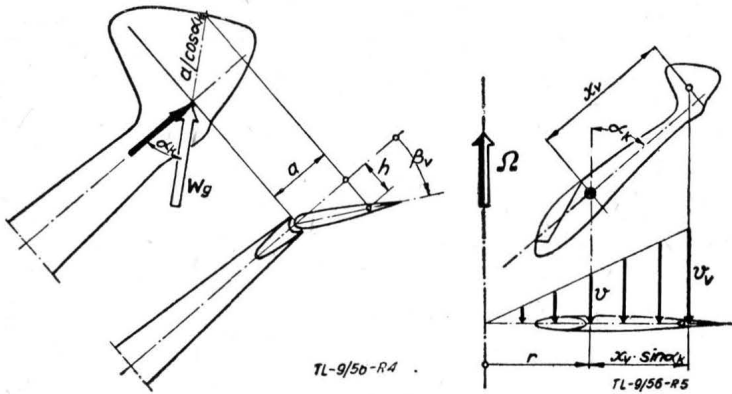
$$N_{\beta_v} = \frac{\partial c_v}{\partial \beta_v} \cdot \beta_{v_{ef}} \cdot S_v \cdot x_v \cdot \frac{\rho \cdot w_g^2}{2}$$

Ponieważ „efektywny” kąt wychylenia steru $\beta_{v_{ef}}$ — jak widać z rys. 4 — jest w korkociągu mniejszy od geometrycznego kąta wychylenia β_v :

$$\widehat{\beta}_{v_{ef}} = \frac{h}{a \cos \alpha_k} = \widehat{\beta}_v \cdot \cos \alpha_k$$

wyżej podaną zależność możemy napisać w postaci:

$$N_{\beta_v} = \frac{\partial c_v}{\partial \beta_v} \cdot \beta_v \cdot S_v \cdot x_v \cdot \frac{\rho \cdot w_g^2}{2} \cdot \cos \alpha_k$$

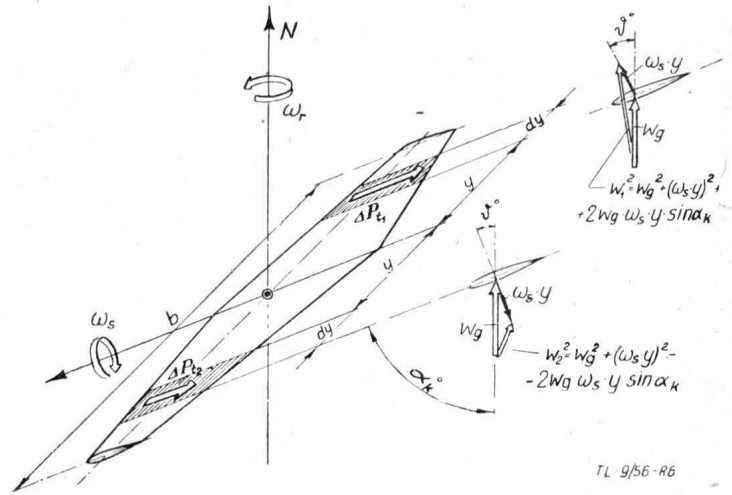


Uwzględniając „zacienienie” usterzenia w korkociągu możemy wprowadzić w miejsce $\partial c_v / \partial \beta_v$ wielkość C_1 i otrzymujemy:

$$n_{\beta_v} = C_1 \cdot S_v \cdot x_v \cdot \frac{\rho \cdot w_g^2}{2} \cdot \cos \alpha_k \dots \dots \dots [a]$$

Wielkość pochodnej n_{ω_s} zależy przede wszystkim od parametrów skrzydła. Przyjmując z dopuszczalnym uproszczeniem, że moment kierunkowy wywołany jest w tym przypadku przez zmianę wielkości składowych, równoległych do osi „s” sił serodynamicznych działających na obie połowki skrzydła, możemy napisać zgodnie z rys. 5:

$$\begin{aligned} \Delta N_{\omega_s} &= (\Delta Pt_1 - \Delta Pt_2) \cdot y = \\ &= (w_1^2 \cdot c_{t1} - w_2^2 \cdot c_{t2}) \cdot l \frac{\rho}{2} y \cdot dy = \\ &= [w_g^2 (c_{t1} - c_{t2}) + 2 (c_{t1} + c_{t2}) w_g \cdot \omega_s \cdot y \cdot \sin \alpha_k] l \frac{\rho}{2} y \cdot dy \end{aligned}$$



Przyjmując z uproszczeniem że $c_{t1} - c_{t2} \cong 0$ oraz, że wzdłuż rozpiętości skrzydła $c_{t1} + c_{t2} \cong const.$, powyższą zależność możemy scałkować i otrzymujemy dla skrzydła o obrysie trapezowym:

$$n_{\omega_s} = C_2 \cdot S \cdot b^2 \cdot \frac{\rho \cdot w_g^2}{2} \cdot \frac{1}{w_g} \cdot \sin \alpha_k \dots \dots \dots [b]$$

przy czym C_2 w przybliżeniu równe $\frac{C_{t1} + C_{t2}}{24} \cdot \frac{7 - 3 \tau}{1 + \tau}$

koryguje część przyjętych uproszczeń.

Na wielkość pochodnej n_v wpływ mają parametry wielu elementów szybowca, jednakże dominujące są parametry usterzenia kierunkowego.

Kąt natarcia usterzenia w korkociągu można wyrazić przy pomocy zależności (patrz rys. 6): $\hat{\alpha}_v = V_v' w_g$, w której:

$$V_v = \Omega (r + x_v \cdot \sin \alpha_k) = V \left(1 + \frac{x_v}{r} \cdot \sin \alpha_k \right)$$

Wielkość momentu możemy więc wyrazić przy pomocy zależności:

$$N_v = \frac{\partial c_v}{\partial \alpha_v} \cdot \frac{v}{w_g} \cdot S_v \cdot x_v \cdot \frac{\rho \cdot w_g^2}{2} \cdot \left(1 + \frac{x_v}{r} \cdot \sin \alpha_k \right)$$

Uwzględniając wpływ pozostałych elementów szybowca, oraz „zacienienie” usterzenia wprowadzamy w miejsce $\partial c_v / \partial \alpha_v$ wielkość C_4 i otrzymujemy:

$$n_v = C_4 \cdot S_v \cdot x_v \cdot \frac{\rho \cdot w_g^2}{2} \cdot \frac{1}{w_g} \left(1 + \frac{x_v}{r} \cdot \sin \alpha_k \right) \dots \dots \dots [c]$$

Analogicznie możemy określić wielkość pochodnej n_{ω_r} przyjmując, że decydujący wpływ na jej wielkość mają również parametry usterzenia kierunkowego:

$$n_{\omega_r} = C_3 \cdot S_v \cdot x_v^2 \cdot \frac{\rho \cdot w_g^2}{2} \cdot \frac{1}{w_g} \dots \dots \dots [d]$$

PRODUKCJA



Mgr KAZIMIERZ MOLENDĄ

Zastosowanie staloskopii w przemyśle lotniczym

Artykuł omawia racjonalne wykorzystanie staloskopu do badania składu chemicznego metali i stopów stosowanych w przemyśle lotniczym. Staloskop jako przyrząd analityczny może w niektórych przypadkach zastąpić długotrwałe i znacznie kosztowniejsze metody analizy chemicznej czy też spektrograficznej. Ponieważ analiza staloskopowa stosowana jest w Polsce do celów przemysłowych od kilku zaledwie lat i pracownicy laboratoriów kontroli technicznej, którzy obsługują staloskop nie zawsze mają możliwość zapoznania się z literaturą fachową, w artykule omówiono pokrótce zasady fizyczne analizy spektralnej oraz technikę wykonywania najczęściej spotykanych typów analiz staloskopowych. Staloskop SP-2 i generator GS-1 jako podstawowe i najbardziej rozpowszechnione u nas przyrządy omówione zostały obszernie z uwzględnieniem ich zalet i wad, występujących w czasie użytkowania. Również szczegółowo potraktowane zostały dwie metody analityczne, na podstawie których możliwe jest półilościowe oznaczanie pierwiastków w stopach. Identyfikowanie materiałów jako bardzo istotne dla przemysłowych analiz staloskopowych ujęte jest w oddzielnym rozdziale. W rozdziale tym omówiono sposoby rozróżniania na staloskopie niektórych stopów i określania ich marki. Wspomniano również o innych możliwościach analizy staloskopowej oraz podano przykłady pożytecznej jej zastosowania.

1. Wstęp

Brak w polskim piśmiennictwie technicznym publikacji z dziedziny analizy spektralnej, a w szczególności ze staloskopii spowodował, że zdania o przydatności staloskopu w zakładach przemysłu lotniczego są diametralnie różne; jedni nie uznają w ogóle staloskopu jako przyrządu do masowej kontroli materiałów, inni natomiast, chcąc zastąpić szereg analiz chemicznych staloskopowymi, przeceniają jego możliwości. Dlatego też celowe jest omówienie na łamach tego czasopisma roli staloskopu w przemyśle lotniczym.

Staloskopia jako metoda kontroli składu chemicznego materiałów nie jest metodą nową. Laboratoryjne stosowanie jej sięga drugiej połowy XIX wieku, a przemysłowe lat dwudziestych obecnego stulecia. Stosowana początkowo w skali przemysłowej wyłącznie do analiz stali — skąd też pochodzi obecna nazwa — objęła z czasem i inne stopy na bazie żelaznej, a także stopy miedzi, aluminium, niklu oraz częściowo stopy białe. W obecnym czasie analiza staloskopowa rozpowszechniona została również w innych dziedzinach wiedzy: chemii, geologii, farmakognozji.

Sporadyczne stosowanie do niedawna staloskopii w Polsce uzasadnione jest częściowo brakiem aparatury oraz brakiem metod analitycznych. Jednakże wyprodukowany w roku 1954 polski typ staloskopu w wielu laboratoriach przemysłowych łącznie z przemysłem lotniczym nie jest dotychczas należycie wykorzystany. Powodem tego są niejednokrotnie wady w wykonaniu przyrządu, które często zniechęcają początkujących użytkowników do wprowadzenia analizy staloskopowej w swoich laboratoriach. Zdarza się to głównie w tych laboratoriach, których pracownicy stykają się ze staloskopem po raz pierwszy. W większości jednak przypadków niewykorzystanie staloskopu spowodowane jest nieznaną możliwością tego przyrządu lub też brakiem zaufania do analiz staloskopowych ze strony kierownictwa.

Artykułem tym chcemy właśnie zwrócić uwagę kontroli technicznej naszego przemysłu oraz tym, którym bądź to warunki pracy narzucają konieczność zainteresowania się analizą spektrochemiczną, bądź też interesują się nią z własnej inicjatywy, na szerokie lecz równocześnie ograniczone możliwości staloskopii w przemyśle lotniczym. Praktyczne zastosowanie analizy staloskopowej do kontroli materiału w zakładach produkcyjnych jest istotnym wkładem w podnoszenie poziomu produkcji i obniżanie kosztów własnych przez zmniejszenie ilości braków na skutek błędnego lub niewłaściwego składu chemicznego.

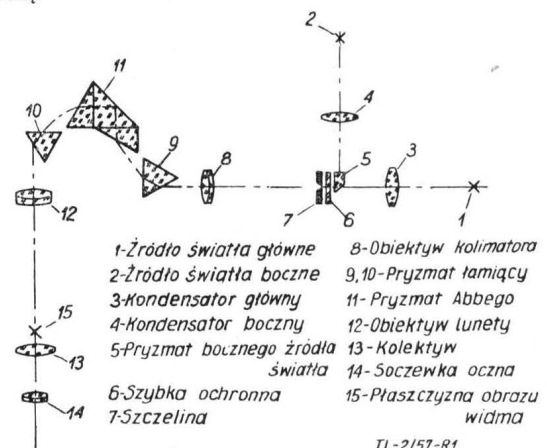
2. Podstawy fizyczne analizy staloskopowej metali

Analiza staloskopowa jako jedna z metod emisyjnej analizy spektralnej opiera się na podstawowym zjawisku, że każda substancja pobudzona do świecenia staje się źródłem charakterystycznego i jej tylko właściwego promieniowania. Jednym ze sposobów wzbudzania najczęściej stosowanym w analizie staloskopowej jest przeprowadzenie substancji w stan gazowy za pomocą łuku lub iskry elektrycz-

nej. Wskutek dostarczonej energii atomy pierwiastków znajdujących się na końcach elektrod, przez które przepływa prąd elektryczny przechodzą do przerwy między elektrodami ulegając wzbudzeniu i jonizacji. Zewnętrzne elektrony przeskakują na dalsze orbity lub też zostają wyrzuczone pochłaniając przy tym pewną ilość energii. Powoduje to przejście atomów z poziomów podstawowych do wyższych poziomów energetycznych zwanych stanami wzbudzonymi. Ponieważ jednak stany wzbudzone nie są trwałe, elektrony powracają na swoje orbity, a absorbowana przedtem energia zostaje oddana w postaci promieniowania. Promieniowanie to po przejściu przez układ oświetlający pada w postaci wiązki rozbieżnej na szczelinę staloskopu, a następnie przez soczewkę kolimatora — która dzięki odpowiedniemu umieszczeniu względem szczeliny tworzy wiązkę promieni równoległych — zostaje przekazane na przyzmat. Rozłożone przez przyzmat promieniowanie na składowe monochromatyczne obserwuje się przez okular staloskopu w postaci widma.

3. Staloskop SP-2

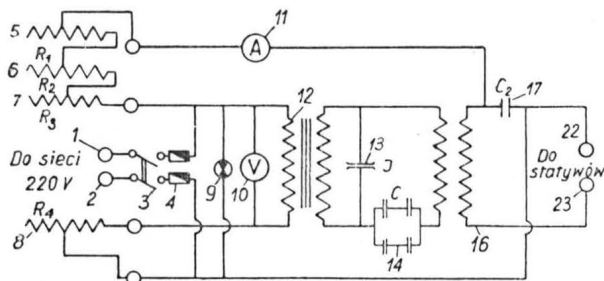
W artykule tym omówiony będzie tylko staloskop SP-2, produkcji polskiej, ponieważ przyrząd ten jest najczęściej używany w laboratoriach przemysłu lotniczego. Stalospkopy importowane, jak radzieckie SL-10 i SLP-1, niemieckie Zeissa i Fuessa czy angielskie Hilgera są w ogóle w Polsce rzadkością.



Rys. 1. Schemat staloskopu SP-2

Staloskop SP-2, którego schemat układu optycznego podano na rys. 1, zbudowany jest, podobnie jak model Zeissa, na zasadzie stałego kąta odchylenia. Układ rozszczepiający składa się z trzech przyzmatów, z których dwa są równoboczne a środkowy Abbego. Widmo obserwuje się przez okular o około 14-krotnym powiększeniu wycinkami zmie-

nianymi w sposób ciągły przez obrót śruby sprzężonej z pryzmatami. Przez wyposażenie przyrządu w cztery stałe szczeliny o szerokości — 0,005, 0,01, 0,03, 0,05 mm dostosowano go zarówno do analizy stopów o bogatym widmie (stopy żelaza, chromu, niklu, kobaltu), które wygodniej jest analizować przy użyciu węższych szczelin, jak i stopów miedzi i aluminium stosunkowo ubogich w widmo liniowe. Umieszczony przed szczelinami pryzmat o całkowitym wewnętrznym odbiciu pozwala na pracę z dwoma źródłami światła, co szczególnie ma duże znaczenie dla pracowników początkujących w analizie staloskopowej.



TL-2/57-R2

Rys. 2. Schemat generatora łuku GS-1

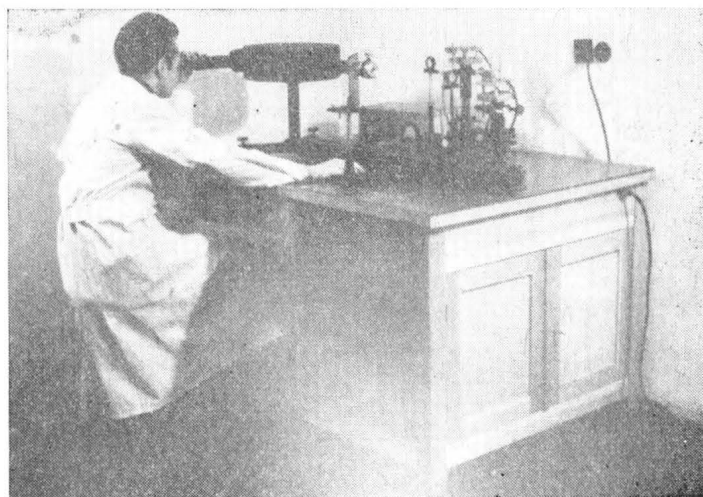
1, 2 — kontakty do sieci, 3 — wyłącznik, 4 — bezpieczniki, 5, 6, 7 — oporniki suwakowe do regulacji natężenia prądu łuku, 8 — opornik suwakowy do regulacji napięcia na uzwojeniu pierwotnym transformatora, 9 — lampa kontrolna, 10 — woltomierz, 11 — amperomierz, 12 — transformator, 13 — iskiernik regulowany, 14 — kondensator, 15, 16 — cewka indukcyjna, 17 — kondensator blokujący, 22, 23 — gniazda do podłączenia statywów

Staloskop SP-2 rozprowadzany jest łącznie z generatorem łuku prądu zmiennego zbudowanym na zasadzie generatora Swientickiego. Polskie Zakłady Optyczne wyprodukowały ten generator w dwóch wersjach: wersja pierwsza — model GS-1, którego schemat podano na rys. 2 i wersja druga — model GS-3, gdzie oporniki w obwodzie łuku zastąpiono odpowiednimi transformatorami. O ile spotykane przez autora niniejszego artykułu generatory GS-1 pracują stosunkowo dobrze, o tyle GS-3 w ogóle nie nadają się do eksploatacji. Wada tych generatorów leży właśnie w modyfikacji; dodatkowy transformator bądź to silnie nagrzewa się i luk pali się nierównomiernie, bądź też ulega łatwo przebicciu i trzeba go przewijać. Pomijając już te wady, być może przypadkowe, generator GS-3 ma ograniczony czas pracy do kilku minut, zastrzeżony przez wytwórcę. P. Z. O., decydując się na produkcję takiego generatora, nie brały prawdopodobnie pod uwagę tego, że w pierwszym okresie będzie on służył przede wszystkim do celów szkoleniowych, gdzie ograniczenie czasu pracy jest bardzo niekorzystne.

Na podstawie dotychczasowej pracy staloskopów SP-2 można powiedzieć, że przyrządy te obok takich zalet konstrukcyjnych, jak zastosowanie czterech szczelin o różnej szerokości oraz możliwość pracy z dwoma źródłami światła, obciążone są poważnymi usterkami w zakresie wykonawstwa. Pomijając sprawę wadliwego wykonania szczelin, które zakład produkujący na skutek reklamacji wymienił, należy wysunąć zastrzeżenia odnośnie wymiarów gabarytowych generatora i jego obudowy, nie mówiąc już o działaniu generatora GS-3, umiejscowienia przyrządów pomiarowych i lampy kontrolnej, wykonania statywów, braku instrukcji do generatora GS-3 itp. Wymienione tu wady staloskopu SP-2 można częściowo usunąć przez przebudowanie we własnym zakresie generatora. Dla przykładu podajemy zdjęcie urządzenia przebudowanego w Instytucie Lotnictwa (rys. 3).

Transformator iskiernik i kondensatory umieszczono w szafce specjalnego stołu, wyłącznik i opornicę w zasięgu prawej ręki, a przyrządy pomiarowe i lampę kontrolną w miejscu dogodnym do obserwacji ze stanowiska roboczego. Dzięki tym zmianom analizujący może równocześnie obserwować widmo lub przyrządy pomiarowe oraz regulować napięcie i natężenie prądu, co nie jest możliwe w fabrycznym usytuowaniu elementów wymagających kontroli czy regulacji. Poza tym całość przebudowanego urządzenia jest bardziej zwarta: zajmuje tylko powierzchnię 140 × 100 cm. Dla niektórych laboratoriów, dysponujących niewielkimi pomieszczeniami, nie jest to bez znaczenia.

Dla użytkownika obok wymienionych tu zalet i wad staloskopu SP-2 ważne są jego własności optyczne, jak dyspersja i powiększenie oraz jasność obserwowanego widma. Staloskop SP-2 ma większą dyspersję niż przyrządy zagraniczne tego typu. Dyspersja ta nie jest jednak całkowicie



Rys. 3. Staloskop SP-2 przebudowany w Instytucie Lotnictwa

wykorzystana z powodu małego powiększenia okularu staloskopu. Przyrządy zagraniczne zaopatrzone są zwykle w dwa okulary o różnych powiększeniach dostosowane do analizy stopów o bogatym i ubogim widmie liniowym. Jasność widma przy pracy z łukiem prądu zmiennego i optymalnym ustawieniu kondensatorów jest wystarczająca w zakresie prac, do których przyrząd ten jest przeznaczony, chociaż mniejsza od przyrządów zagranicznych.

4. Podstawy praktyczne analizy staloskopowej

Pracownicy przemysłowych laboratoriów kontrolnych, którym powierzono obsługę staloskopu nie zawsze wiedzą, jakie analizy można na staloskopie wykonywać i jak należy je wykonywać, aby uzyskać prawidłowe wyniki. Ponieważ autor niniejszego artykułu ze sprawą tą często spotykał się podczas uruchamiania staloskopów w różnych zakładach, uważa za celowe omówienie techniki wykonywania analiz.

W zakładach przemysłu lotniczego staloskop będzie głównie stosowany do analiz stopów typowych dla przemysłu lotniczego, a więc przede wszystkim stali, stopów lekkich i żaroodpornych. W zależności od celu i możliwości staloskopowych analizy te można podzielić na trzy rodzaje:

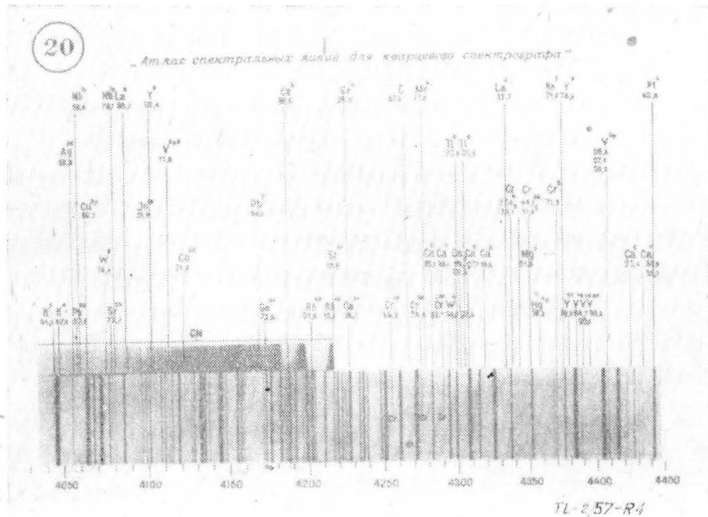
- analizy jakościowe
- analizy ilościowe
- identyfikowanie materiałów.

Ponieważ każda z tych analiz opiera się na innych założeniach i wymaga od analizującego innego podejścia praktycznego, szersze ich omówienie da z pewnością korzyści zarówno tym, którzy w przyszłości będą pracować na staloskopie, jak i już pracującym.

4.1. Analiza jakościowa

Jakościowa analiza spektralna opiera się na podstawowej zależności, mówiącej że obecność linii spektralnych dowolnego pierwiastka w badanym widmie jest niezbitym dowodem obecności tego pierwiastka w źródle świecenia. W myśl tej zasady analiza jakościowa sprowadza się do stwierdzenia, do jakich pierwiastków należą linie spektralne obserwowane w widmie. Ponieważ jednak ustalanie przynależności wszystkich linii widocznych przez okular staloskopu byłoby zbyt uciążliwe i długotrwałe, zwraca się zwykle uwagę tylko na pewne linie spektralne, zwane liniami analitycznymi lub wykrywawczymi. Obecność w widmie linii analitycznych danego pierwiastka świadczy o jego obecności w źródle świecenia. Brak tych linii nie jest jednak dowodem, że tego pierwiastka w źródle świecenia nie ma; ilość jego może być mniejsza od granicznej zawartości, przy której w określonych warunkach wzbudzenia ukazują się dane linie analityczne.

Celem ułatwienia identyfikowania linii analitycznych opracowane są specjalne atlasy, gdzie na tle widma żelaza zaznaczone są położenia i długości fali linii innych pierwiastków. Widmo żelaza jest w analizie spektralnej widmem wzorcowym, ponieważ z jednej strony ma bardzo dużo linii równomiernie rozłożonych w całym zakresie widma, z drugiej zaś czyste żelazo jest łatwiej dostępne i tańsze w porównaniu z innymi czystymi metalami o bogatym widmach liniowych, jak chrom, wolfram, wanad. Spośród atlasów widzialnego zakresu widma najłatwiej dostępny



Rys. 4. Wycinek atlasu widma żelaza

w Polsce jest atlas Kalinina. Na rys. 4 podana jest reprodukcja jednej strony tego atlasu. W najbliższym czasie ma się także ukazać atlas opracowany przez inż. Gałązkę z Zakładu Technologii Lotniczej Politechniki Warszawskiej.

Przy wykonywaniu analizy jakościowej na staloskopie SP-2 należy umieścić w statywie bocznym elektrody z żelaza „Armco”, w drugim zaś próbkę badaną. Po zapaleniu łuku w górnej części okularu widoczny będzie obraz widma żelaza podobny do przedstawionego na atlasie, w dolnej zaś widmo próbki analizowanej. Zaczynając od fioletowej barwy (20 strona atlasu Kalinina) i przeglądając całe widmo identyfikujemy linie spektralne występujące w widmie dolnym z odpowiednimi liniami pierwiastków zaznaczonymi w atlasie. Należy przy tym pamiętać, że atlasy nie uwzględniają wszystkich linii spektralnych a tylko te, które ukazują się już przy niewielkich zawartościach pierwiastków w źródle świecenia. Dlatego też w praktyce analiza jakościowa sprowadza się zwykle do szukania w widmie linii analitycznych zaznaczonych w atlasie a nie odwrotnie, np. dla stwierdzenia obecności chromu w źródle świecenia wystarczy znaleźć w widmie trzy linie: Cr4254Å, Cr4274Å i Cr4289Å. Brak którejsz z tych linii jest natomiast dowodem, że chromu w źródle świecenia nie ma lub też ilość jego mniejsza jest od granicznej zawartości, przy której w danych warunkach wzbudzenia linie te ukazują się. Podobnie możemy stwierdzić obecność manganu na liniach: Mn 4754Å, Mn 4783Å i Mn 4823Å itd. Przy większych zawartościach pierwiastków w źródle świecenia widoczny będzie w widmie cały szereg linii, które nie mają odpowiedników w atlasie. Linie takie można pominąć bez szkody dla wyniku analizy pod warunkiem, że identyfikacja linii analitycznych została wykonana prawidłowo. Dodać tu należy, że żelazo „Armco” zanieczyszczone jest często chromem i manganem a czasem nawet molibdenem. W widmie występują wtedy najbardziej intensywne linie tych pierwiastków a mianowicie: Cr 4254Å, Cr 4274Å, Cr 4289Å, Cr 5204Å, Cr 5206Å, Cr 5208Å, Mn 4823Å, Mo 6030Å oraz inne.

Dla analizy spektralnej, a w tym i staloskopowej obojętny jest kształt próbki. Oczywiście praktycznie najwygodniej jest, jeżeli badany materiał jest kawałkiem metalu, z którego można zrobić dwie elektrody. W przeciwnym razie trzeba stosować elektrodę pomocniczą, przy czym należy dobrać ją z takiego materiału, aby nie występowały w nim pierwiastki, które mamy wykryć z wyjątkiem oczywiście składnika podstawowego badanego stopu. Najczęściej stosuje się elektrody węglowe, produkowane w Polsce oraz elektrody z żelaza „Armco” przy analizach stali i żeliwa, miedziane — przy stopach kolorowych, aluminiowe — przy lekkich.

W przypadku małych próbek, które nie dadzą zamocować się w statywie, substancji proszkowych i płynnych stosuje się dwie elektrody pomocnicze, przy czym na jedną z nich nakłada się badaną próbkę czy substancję. Najczęściej stosowanymi do tego celu elektrodami są pierwiastki o ubogim widmie liniowym, a więc spektralnie czyste węgiel, miedź elektrolityczna, srebro.

Niezwykle ważną w jakościowej analizie staloskopowej jest czystość. Ponieważ analiza staloskopowa jest stosunkowo czułą metodą, zanieczyszczenie elektrod pomocniczych

czy też próbki badanej może wprowadzić do źródła świecenia pierwiastki, których w próbce faktycznie nie ma. Doprowadzi to w konsekwencji do błędnych wyników analizy.

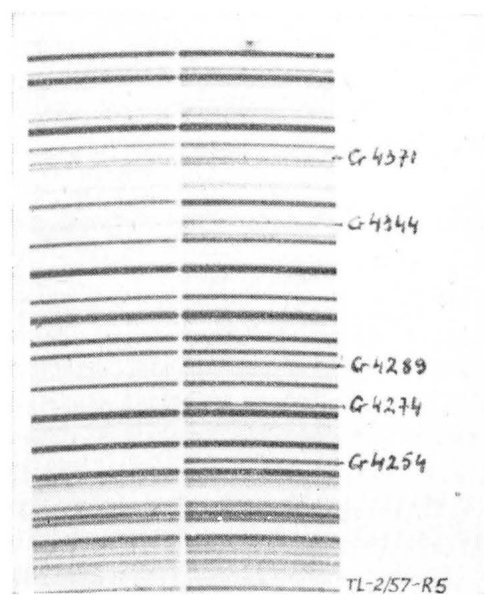
4.2. Analiza ilościowa

Dla ilościowej analizy spektralnej w pewnym sensie obojętne jest, jakie i ile linii spektralnych występuje w widmie, ponieważ analiza ta polega na mierzeniu natężeń pewnych z góry dla każdego pierwiastka i stopu dobranych linii analitycznych. Dominuje tu zasada: natężenie danej linii spektralnej jest miarą koncentracji odpowiedniego pierwiastka w źródle świecenia.

O ile jednak jakościowe stwierdzenie obecności pierwiastków w źródle świecenia na drodze analizy staloskopowej nie sprawia specjalnych trudności, o tyle ich oznaczenie ilościowe wymaga między innymi odpowiedniej metody oraz dużej wprawy we wzrokowym ocenianiu natężeń linii widmowych. Spośród szeregu metod stosowanych obecnie w ilościowej analizie staloskopowej najbardziej rozpowszechniona i najłatwiejsza do wprowadzenia w naszych laboratoriach przemysłowych jest metoda par homologicznych. Polega ona na porównywaniu ze sobą natężeń linii analitycznych pierwiastka oznaczanego z natężeniami odpowiednich linii porównawczych. Liniami porównawczymi mogą być linie składnika podstawowego stopu lub też materiału elektrody pomocniczej. Każde dwie porównywane ze sobą linie tworzą tzw. parę homologiczną, przy czym tworzenie par nie może być przypadkowe. Linie wchodzące w skład pary doбира się zwykle tak, by:

- 1) były jednocześnie widoczne dla oka,
- 2) znajdowały się blisko siebie,
- 3) nie pokrywały się z liniami innych pierwiastków wchodzących w skład analizowanego stopu,
- 4) natężenia ich były do siebie zbliżone,
- 5) obie linie były albo łukowe, albo iskrowe i posiadały podobne potencjały wzbudzenia,
- 6) zmiany warunków wzbudzenia jednakowo wpływały na zmiany ich natężeń.

Ponieważ drogą wizualnego porównywania dwóch linii spektralnych nie można określić stosunku ich natężeń, stosuje się w staloskopii do oznaczenia jednego pierwiastka kilka par homologicznych, dobranych tak, by natężenia każdej pary były sobie równe dla innej zawartości pierwiastka oznaczanego. Ilość dobranych w ten sposób par zależy od zakresu analitycznego i od stopnia dokładności z jaką chcemy wykonać analizę. Oczywiście oba te warunki są ograniczone: nie można zwiększać dowolnie dokładności poza możliwą około 20—30%, jak również nie można rozszerzać zakresu analitycznego na niższe zawartości ze względu na punkt 1. Rozszerzanie zakresu na wyższe zawartości (po-



Rys. 5. Wycinek widma stali 30 HGSA

wyżej 20%) teoretycznie jest możliwe, jednak w praktyce przy oznaczaniu wysokich koncentracji dokładność analizy staloskopowej nie jest wystarczająca w stosunku do wymagań.

W przemyśle lotniczym metoda par homologicznych może być stosowana np. do przybliżonej analizy stali niskosto-

powych. Pozwala ona na oznaczanie składników stopowych stali z wyjątkiem krzemu z dokładnością około 20%, co w większości przypadków w zupełności wystarcza do określenia gatunku stali.

Poza metodą par homologicznych w staloskopie często stosowana jest metoda „linii ostatnich”. Opiera się ona na zależności występowania poszczególnych linii analitycznych w widmie od koncentracji pierwiastka w źródle świecenia. Wiadomo bowiem, że najbardziej intensywne linie spektralne widoczne są już przy bardzo małych zawartościach odpowiednich pierwiastków w łuku, inne natomiast ukazują się dopiero przy wyższych. Celem bliższego wyjaśnienia tej metody podajemy następujący przykład. Jeżeli w pewnych warunkach wzbudzenia linie chromu: Cr 4254Å, Cr 4274Å, Cr 4289Å, widoczne są przy zawartości chromu w stalach około 0,05%, to linia Cr 4344Å ukazuje się dopiero przy zawartości około 0,2%, zaś linia Cr 4371Å przy zawartości 0,7%. Na rys. 5 podaje się wycinek widma stali 30HGSA o zawartości 0,8% Cr. Linia Cr 4371Å jest na tym zdjęciu ledwie widoczna. Podobnie sprawa wygląda w odniesieniu do innych pierwiastków.

Wprowadzenie tej metody do analiz kontrolnych może nastąpić po uprzednim eksperymentalnym ustaleniu przy użyciu próbek o znanym składzie chemicznym granicznych zawartości pierwiastków, przy których ukazują się odpowiednie linie spektralne. Ze względu na powtarzalność wyników konieczne jest zachowanie stałych warunków wzbudzenia, oświetlenia szczeliny staloskopu oraz adaptacja oka. Analizy muszą być wykonywane w takich samych warunkach, w jakich ustalono graniczne występowanie linii spektralnych. W przeciwnym razie wyniki oznaczeń będą obciążone dużym błędem.

Obie omówione tu metody mogą być z powodzeniem stosowane w naszych laboratoriach przemysłowych: prócz staloskopu i generatora wzbudzenia nie wymagają żadnych dodatkowych urządzeń ani też wzorców. Opierają się jedynie na wizualnej obserwacji określonych linii spektralnych, w czym leży również ich wada, ponieważ nie pozwalają na uzyskanie wysokich dokładności oznaczeń. W wielu jednak przypadkach przemysłowe zastosowanie tych metod może dać zadowalające wyniki i odciążyć w ten sposób laboratorium chemiczne. Instytut Lotnictwa opracował niedawno metodę półilościowej analizy stali niskostopowych. Metoda ta znajduje zastosowanie do analiz stali, gdzie nie wymagana jest wysoka dokładność. Wszystkie np. stale niskostopowe dla działu kontroli technicznej, które przedtem analizowano spektrograficznie obecnie analizuje się na staloskopie. Pozwala to przede wszystkim na znacznie szybsze wykonanie analizy, co przy uzyskaniu zadowalających wyników nie jest obojętne ani dla zleceniodawcy, ani dla analizującego.

Każda metoda analizy ilościowej na staloskopie może być stosowana tylko dla takich stopów, takich elektrod pomocniczych i takich warunków wzbudzenia, dla jakich została opracowana. Przejście do innego stopu czy innych warunków wzbudzenia wymaga pewnych koniecznych zmian, jak ustalenie innych par homologicznych czy innych linii ostatnich.

Najczęściej stosowaną do analiz ilościowych elektrodą pomocniczą jest miedź. Dzięki wysokiej odporności termicznej i temperaturze wrzenia elektroda miedziana daje najbardziej stabilne palenie łuku. Często stosuje się również, szczególnie przy analizach stali, elektrody z żelaza „Armco”. Jednakże szybkie nadtapianie się tych elektrod powoduje nierównomierne palenie się łuku, co ma duży wpływ na dokładność analizy. Podane tu elektrody są najczęściej stosowane i najbardziej dostępne dla laboratoriów przemysłowych. Nic jednak nie stoi na przeszkodzie, aby można było stosować także inne elektrody, jak niklowe, wolframowe czy węglowe.

5. Identyfikowanie materiałów

Identyfikowanie materiałów, to podstawowe zadanie analizy spektralnej w przemyśle lotniczym. Czynność ta nie sprawia żadnych poważniejszych trudności nawet pracownikom początkującym w analizie spektralnej, jeśli uprzednio zostali zapoznani z pracą na staloskopie. W niektórych przypadkach wystarcza nawet kilkudniowe przeszkolenie.

Na staloskopie SP-2 identyfikowanie materiałów można przeprowadzać w ten sposób, że w jednym statywie umieszcza się próbkę o znanym składzie chemicznym, w drugim zaś próbkę identyfikowaną. Przez porównanie widma górnego z dolnym stwierdza się, czy skład chemiczny próbki

odpowiada składowi „wzorca”. Przy obserwacji obu widm należy zwracać uwagę zarówno na jakościowe ich różnice, jak i na natężenie linii analitycznych pierwiastków stopowych. Niezmiernie ważną sprawą przy tym jest zachowanie tych samych warunków dla próbki i „wzorca”. Odnosi się to głównie do stosowania elektrod pomocniczych z tego samego materiału, jednakowego oświetlenia szczeliny przez odpowiednie ustawienie kondensatorów i statywów oraz zachowania równych odległości między elektrodami.

Identyfikowanie może obejmować tylko stopy, różniące się jakościowym składem chemicznym lub też ilościowym w takim zakresie, by różnice natężeń linii analitycznych poszczególnych składników stopowych w widmach stopów identyfikowanych były dostrzegalne dla oka. Można więc metodą tą z łatwością odróżnić stale stopowe od węglowych. Różnica widm tych stali będzie znaczna i łatwo dostrzegalna. Widmo stali węglowej składa się tylko z linii żelaza i manganu, chociaż mogą również występować linie miedzi: Cu5105Å, Cu5153Å, Cu5218Å, Cu5782Å, linie chromu: Cr4254Å, Cr4274Å, Cr4289Å, Cr5204Å, Cr5206Å, Cr5208Å oraz linie molibdenu: Mo5533Å, Mo6030Å. Natomiast w widmie stali stopowej występować zawsze będą intensywne linie jednego lub kilku składników stopowych. I tak w stalach chromowych typu HA i wszystkich innych, w których chrom jest składnikiem stopowym prócz wymienionych wyżej linii chromu łatwo będą widoczne linie: Cr4344Å, Cr4351Å, Cr4646Å, Cr4652Å oraz inne. Widma stali niklowych np. 12HN3A charakteryzują się tym, że występują w nich linie niklu: Ni4714Å, Ni4980Å, Ni5035Å i inne. Jednakże linie niklu w porównaniu z liniami innych pierwiastków są słabe. Dlatego też odróżnienie stali niklowych wymaga dużej znajomości widma i znacznej wprawy w ocenianiu natężeń linii spektralnych. Stale manganowe typu HGA lub HGSA odróżnić można przez obserwację grupy linii manganu w zakresie widma 4739-4823Å lub też w zakresie 6013-6021Å. Podobnie można odróżniać stale zawierające molibden, wanad, wolfram.

Metoda staloskopowa nie nadaje się natomiast do identyfikowania marek stali węglowych oraz takich stali stopowych, które różnią się między sobą tylko zawartością węgla, np. 30HA i 38HA lub 18HNWA i 25HNWA, ponieważ w warunkach dostępnych dla naszych laboratoriów przemysłowych wykrycie węgla na staloskopie jest niemożliwe. Przy wzbudzeniu łukowym nie można również zidentyfikować na staloskopie stali, które różnią się jedynie zawartością krzemu. Do takich stali należą przede wszystkim stale chromowo-manganowe i chromowo-krzemowo-manganowe. Przy identyfikowaniu stali chromowo-niklowo-wolframowych typu HNWA pamiętać należy, że wolfram może być zastąpiony molibdenem. Z uwagi na to w widmie tej stali mogą występować linie molibdenu zamiast linii wolframu.

Podobnie jak stale można identyfikować stopy kolorowe. Stopy, w widmie których nie ma cynku: Zn4630Å, Zn4722Å i Zn4810Å są bardzo intensywne, będą mosiądzami. Stwierdzenie nadto obecności linii ołowiu Pb4057Å jest dowodem, że analizowany stop jest mosiądzem ołowiowym, stwierdzenie zaś obecności linii manganu lub niklu świadczy, że mamy do czynienia z mosiądzem manganowym lub niklowym. Jeśli równocześnie występują linie manganu i ołowiu lub żelaza, to badany mosiądz jest manganowo-ołowiowy lub też manganowo-żelazowy.

Jeżeli w widmie stopu miedzianego linie cynku są słabe, natomiast widoczne są linie cyny: Sn4524Å i Sn5631Å, to jest to brąz cynowy lub cynowo-fosforowy. Odróżnienie poszczególnych marek tych brązów jest na staloskopie niemożliwe. Występowanie w widmie stopu kolorowego linii żelaza: Fe4383Å, Fe4404Å i Fe4415Å oraz linii glinu Al3944Å i Al3961Å przy jednoczesnym braku linii cyny wskazuje na to, że badany brąz jest albo aluminiowo-żelazowo-manganowy, albo aluminiowo-żelazowo-niklowy w zależności od tego, czy występują nadto linie manganu czy też niklu. Podobnie stwierdzenie w widmie linii berylu Be4572Å albo też linii ołowiu jest równoznaczne z tym, że badany brąz jest berylowy lub ołowiowy.

Identyfikowanie stopów aluminiowych na staloskopie SP-2 przy wzbudzeniu generatorem GS-1 napotyka na pewne trudności, ponieważ stopy te pod działaniem łuku prądu zmiennego łatwo topią się. Analiza gotowych detali czy też półwyrobów nawet wykonywana bardzo szybko powoduje uszkodzenie materiału. Dlatego też stopy te wygodniej jest analizować przy wzbudzeniu iskrowym, gdzie krótkotrwałość

impulsów prądu powoduje, że powierzchnia elektrod silnie nagrzewa się jedynie w miejscu uderzenia iskry. Wskutek tego lokalnie wysoka temperatura na powierzchni elektrod nie wpływa na topienie metalu w takim stopniu, jak łuk prądu zmiennego.

Widmo łukowe stopów glinowych nie zawiera dużo linii spektralnych i odróżnienie poszczególnych gatunków tych stopów jest bardzo łatwe. Przede wszystkim w widmie czystego aluminium poza liniami glinu: Al3944Å i Al3961Å mogą występować tylko ledwie widocznie najbardziej intensywne linie żelaza: Fe4383Å, Fe4404Å i Fe4415Å oraz linie miedzi: Cu5105Å, Cu5153Å, Cu5218Å i Cu5782Å. Odróżnienie poszczególnych marek czystego aluminium jest znacznie trudniejsze i wymaga dużej wprawy w ocenianiu natężeń analitycznych linii widmowych. Stopy odlewnicze LA1-LA5, dawne marki Al-2-Al-5 i Al-10 łatwo poznać jest po liniach krzemu: Si6347Å i Si6371Å.

W widmach tych stopów poza liniami glinu i krzemu występują linie magnezu: Mg5167Å, Mg5172Å i Mg5183Å tworzące charakterystyczną grupę. Stop aluminiowo-krzemowo-miedziowo-niklowo-magnezowy LA1 odróżnić można od pozostałych po liniach niklu: Ni4714Å, Ni5035Å i Ni5476Å, oraz po natężeniach linii magnezu. W stopie aluminiowo-krzemowym LA2 (odpowiednik Al-4) linie miedzi: Cu5105Å, Cu5153Å i Cu5218Å będą ledwie widoczne lub też nie wystąpią wcale. Stopy aluminiowo-krzemowo-miedziowe LA3 i LA4 (Al-3, Al-5) mają zbliżony skład chemiczny: odróżnić je można tylko po natężeniach linii miedzi i manganu. W widmie stopu aluminiowo-miedziowo-krzemowego LA5 linie miedzi będą bardzo intensywne, zaś linie manganu ledwie widoczne lub nie wystąpią wcale. Podobnie można odróżnić pozostałe marki stopów odlewniczych.

Stopy aluminiowe do przeróbki plastycznej PA1(AMc), PA2(AMg3) i PA3(AMg5), a więc aluminiowo-manganowe i aluminiowo-magnezowe łatwo poznać po tym, że w widmach ich występują intensywne linie manganu lub magnezu, przy równoczesnym braku linii krzemu i ledwie widocznych lub nie występujących wcale liniach miedzi. Widma stopów aluminiowo-miedziowo-magnezowych typu PA6 i PA7 również nie zawierają linii krzemu, linie manganu i magnezu są mniej intensywne niż w przypadku PA1 lub PA2 i PA3 natomiast występują bardzo jasne linie miedzi. W widmie stopu PA8 powinny nadto widoczne być linie niklu, zaś w stopie PA9 prócz tego linie żelaza oraz tytanu łączące w zakresie widma 4981-5014Å.

Omówione tu stopy nie wyczerpują listy wszystkich metali i stopów stosowanych w lotnictwie. Podane one zostały przykładowo jako najczęściej stosowane w przemyśle lotniczym i najłatwiejsze do rozróżniania na staloskopie.

6. Możliwości analizy staloskopowej.

Teoretycznie na staloskopie można w zasadzie wykryć wszystkie pierwiastki. Technicznie jest to możliwe tylko dla metali, ponieważ niemetale oraz gazy szlachetne wymagają

Tabela 1

Pierw.	Stale	Stopy Al	Stopy Cu	Pierw.	Stale	Stopy Al	Stopy Cu
Al	0,2	—	0,1	Ni	0,8	0,5	0,5
Cr	0,03	—	0,03	Pb	—	—	0,05
Cu	0,02	0,02	—	Sn	—	—	0,1
Fe	—	0,1	0,1	Ti	0,05	0,1	—
Mg	—	0,01	0,01	V	0,02	—	—
Mn	0,01	0,01	0,01	W	0,3	—	—
Mo	0,03	—	—	Zn	—	0,01	0,005

specjalnych warunków wzbudzenia. W warunkach dostępnych dla laboratoriów przemysłowych, a więc przy użyciu generatora GS-1 najłatwiej wykrywają się następujące pierwiastki: Ba, Ca, Cd, Ce, Cr, Cs, Cu, Fe, Hg, K, Li, Mg, Mo, Mn, Na, Pd, Rh, Sc, Sn, Ta, Ti, Tl, U, V, Zn. Znacznie natomiast trudniej jest wykryć: Ag, Al, Be, Ga, In, Ir, Nb, Ni, Pb, Si, Sr, Th, W, Zr. Pierwiastki te w widzialnym zakresie widma nie mają intensywnych linii spektralnych. Dlatego też możliwe są do wykrycia dopiero przy stosunkowo dużych koncentracjach w źródle świecenia.

Granice wykrywalności poszczególnych pierwiastków zależą od źródła wzbudzenia oraz od rodzaju stopu, w którym występują. Dla przykładu podano w tabeli 1 najniższe granice wykrywalności kilku pierwiastków w trzech najczęściej stosowanych rodzajach stopów.

Dane te przytoczone zostały głównie na podstawie literatury i odnoszą się do wzbudzenia łukowego. Niektóre z nich sprawdzono na staloskopie SP-2; wyniki zgadzają się na ogół z podanymi w tabeli.

W zakresie analiz ilościowych metali staloskopia obejmuje w obecnym czasie następujące stopy:

1. *Stale stopowe i żeliwa.* Oznaczanie większości składników stopowych jest łatwe i stosunkowo dokładne. Wyjątek stanowi krzem, który wymaga wzbudzenia iskrowego oraz glin ze względu na położenie linii analitycznych w dalekim fiolecie. Nie można oznaczać także węgla, fosforu i siarki. Pozostałe składniki stopowe przy dużej wprawie analizującego dają się oznaczać z dokładnością $\pm 20\%$ błędu względnego, nikiel zaś $\pm 30\%$. Kobalt można oznaczać tylko przy większych zawartościach.

2. *Stopy kolorowe.* Opracowane są metody oznaczania Zn, Ni, Mn, Fe, Pb, Sn, Al, Si, Be zarówno w brązach, jak i mosiądżach. Podobnie jak w stalach krzem można oznaczać tylko przy wzbudzeniu iskrowym. Pewne trudności sprawia glin i beryl. Niemożliwe jest oznaczenie fosforu i antymonu.

3. *Stopy lekkie.* Przy analizie tych stopów nie występują żadne specjalne trudności poza odpornością termiczną na działanie łuku prądu zmiennego. W temperaturze łuku aluminium łatwo topi się i utlenia, skutkiem czego palenie jest bardzo nierównomierne. Następuje przy tym znaczne uszkodzenie materiału analizowanego. Dlatego też stopy lekkie wygodniej jest analizować przy wzbudzeniu iskrowym, gdzie lokalnie wysoka temperatura nie powoduje topnienia elektrod.

4. *Metale białe.* Cynk, ołów i cyna oraz ich stopy mają podobnie jak glin niski punkt topnienia. Dlatego też możliwe są do analizowania tylko w dużych ilościach lub też przy wzbudzeniu iskrowym. Całkowite metody analizy tych stopów nie są dotychczas opracowane; znane jest jedynie oznaczanie miedzi, ołowiu i aluminium w stopach cynkowych oraz miedzi i cynku w ołowiu.

Stosowane często w przemyśle lotniczym stopy magnezowe i żaroodporne nie są dotychczas analizowane ilościowo na staloskopie z braku odpowiednich metod analitycznych. Nie znaczy to, że ilościowa analiza tych stopów na staloskopie jest niemożliwa. Należy jednak pamiętać, że magnez w niektórych przypadkach może ulec zapaleniu. Wobec tego przy analizowaniu stopów magnezowych w łuku nie należy dopuszczać do nadmiernego rozgrzewania się analizowanych próbek. W stopach żaroodpornych oznaczanie wysokich koncentracji chromu i innych pierwiastków jest niekorzystne, ponieważ błąd analizy przekroczy kilkakrotnie wymagania warunków technicznych odnośnie dopuszczalnych granic zawartości tych składników. Nie natomiast nie stoi na przeszkodzie, aby niemożliwa była analiza jakościowa tych stopów oraz identyfikowanie ich. W Instytucie Lotnictwa została niedawno opracowana metoda identyfikowania stopu ŁK-4 z uwzględnieniem ilościowego oznaczania niklu i żelaza.

Na uwagę zasługuje również fakt, że próbki do analizy staloskopowej nie wymagają żadnego specjalnego przygotowania. Konieczne są jedynie czystość i gwarancja kontaktu elektrycznego. Ze względu na mało niszczące działanie łuku oraz prawie wcale nie niszczące działanie iskry za pomocą staloskopu można analizować zarówno materiały, jak i gotowe wyroby.

Pracownik wykonujący analizy staloskopowe nie musi mieć żadnego specjalnego wykształcenia: może to robić laborant przeszkolony w analizie staloskopowej i obsłudze przyrządu. Osoba o przeciętnych zdolnościach i ze średnim wykształceniem opanuje analizę stali, żeliwa, stopów lekkich i kolorowych w ciągu miesiąca.

W przemyśle metalowym a zatem i lotniczym analiza staloskopowa znajduje zastosowanie do sortowania materiałów w magazynach, kontroli wytopów dostarczanych z huty, identyfikowania materiałów wydawanych do obróbki, rozróżnienia wyrobów produkowanych z dwóch różnych stopów, kontroli detali poddawanych hartowaniu lub spawaniu, sprawdzenia wyrobów pochodzących z kooperacji itd.

W Instytucie Lotnictwa staloskop niejednokrotnie już oddał duże usługi produkcji. Dość jednak wspomnieć o kilku przypadkach, kiedy działanie staloskopu okazało się bardzo pożyteczne. Na warsztacie pewnego czasu zauważono, że niektóre półwyroby z około stu wykonane są z niewłaściwego materiału. Za pomocą staloskopu wyodrębniono w ciągu dwóch godzin trzy detale ze stali chromowo-molibdenowej zaś 94 ze stali węglowej. Innym razem dostarczono detal, który miał być wykonany z duralu D1. Sprawdzenie na staloskopie pokazało, że jest to AMc. Niedawno jeden z zakładów kooperujących wykonał pewne detale. Według zamówienia materiałem użytym na te detale miała być stal 12HN3A, podczas gdy na staloskopie stwierdzono, że jest to stal chromo-molibdenowo-wanadowa. Zrozumiałe jest, że w razie niewykrzycia braków i użycia niewłaściwych wyrobów skutki nie pozwoliłyby na siebie długo czekać.

W jednym z zakładów współpracujących z Instytutem produkuje się dwa rodzaje jednakowych detali z różnych materiałów, przy czym jedne detale przeznaczone są na pracę bardziej odpowiedzialną, drugie — na mniej. Kontrola i segregowanie tych detali przed wmontowaniem są konieczne. Ze względu na to, że detale te nie mogą być w czasie kontroli uszkodzone, możliwe jest tylko nieniszczące sprawdzenie składu chemicznego na staloskopie lub spektrografii.

Przykładów pożytecznego zastosowania analizy staloskopowej w przemyśle lotniczym można by podać bardzo dużo. Każdy jednak zakład z chwilą uruchomienia staloskopu przekona się, jak wielkie korzyści przynosi ten przyrząd produkcji. Należy go tylko umiejętnie i właściwie wykorzystać. Obecny stan analizy staloskopowej w Polsce oceniać bowiem należy jako duży krok naprzód w stosunku do próby iskrowej, a nie jako metodę chemiczną o wysokiej dokładności oznaczeń. Pod względem dokładności staloskopia nie dorównuje ani chemii, ani nawet spektrografii. Natomiast wysoką szybkością oznaczeń (całkowita analiza nie

przekracza na ogół pięciu minut bez względu na typ analizy, rodzaj analizowanego stopu itp.), nieniszczącym działaniem, dużą trafnością oceny, mimo że jest ona tylko wizualna, łatwością przeszkolenia obsługi i niskimi wymaganiami odnośnie jej kwalifikacji oraz niskimi kosztami analiz przewyższa ona wszystkie metody chemiczne, fizyko-chemiczne i spektrograficzne.

Szczególnie w Polsce analizę staloskopową traktować należy jako dziedzinę nową i rozwijającą się. Należy przy tym mieć do niej pewne minimum zaufania; dokładność jej bowiem w wielu przypadkach wystarcza i tylko wtedy może zastąpić ona analizę chemiczną lub spektrograficzną.

LITERATURA

1. Je. L. Bierman. Stilometr ST-7- Izw. estija Akademii Nauk SSSR ser. fiz. XIX. 1. 1955, str. 33
2. M. Berthold. Spektroskopische Schnellanalyse von Metallen-Fertigungstechnik 4.7.1954, str. 313
3. G. R. Harrison. Wavelength tables. London-New York 1939
4. J. Gałazka. Zastosowanie emisyjnej analizy widmowej w przemyśle metalowym — Technika Lotnicza 8.5.1953, str. 132
5. S. K. Kalinin, A. A. Jawniel, A. Z. Aleksiejewa, E. E. Najmark — Atlas spektralnych linii. G. I. T. T. L. Moskwa — Leningrad 1952
6. W. Kamula, A. Hulanicki. Spektralna analiza emisyjna P. W. N. Warszawa 1956 r.
7. W. Klimecki. Spektralna analiza przemysłowa. P. W. T. Warszawa 1954
8. W. Klimecki. Staloscopia — Hutnik 18.3.1952 r., str. 86
9. K. D. Mielenz. Die Metallspektroskopie als bewährtes Mittel der Betriebskontrolle- Werkstattstechnik und Maschinenbau 44.3.1954, str. 113.
10. K. Molenda. Staloskopowa analiza stali. Instytut Lotnictwa Warszawa 1956 r. (praca nie publikowana)
11. K. Molenda. Identyfikowanie stopu ŁK-4 na staloskopie Instytutu Lotnictwa. Warszawa 1956 (praca nie publikowana)
12. N. S. Swientickij. Stiloskop i jego primienienije. Moskwa — Leningrad 1948
13. R. H. Tyas. A new spectroscope for visual analysis. Metallurgia 53.320.1956, str. 285

Mgr inż. MARIAN WASILEWSKI

Analiza pracy lotniczych biur konstrukcyjnych

Cz. I

Celem artykułu jest popularna, lecz zwięzła analiza i systematyka zadań biura konstrukcyjnego budowy samolotów w okresie przygotowania produkcji. Wychodząc z podstawowych elementów metodyki konstruowania oraz techniki dokumentowania, przez organizację pracy i środki materialne potrzebne do wykonania dokumentacji, Autor wykazuje współzależność tych problemów, wpływających w znacznym stopniu na wynik końcowy: pracochłonność produkcji, jakość produktu, termin dostawy.

Analiza istoty konstruowania maszyn podana jest w formie zestawienia 42 zadań, stanowiących podstawowe elementy metodyki konstruowania. Dla krótkiego wyjaśnienia zakresu każdego z tych zadań podano po kilka przykładów i uwag wiążących tematykę lotniczą z ogólną budową maszyn.

W ślad za narastającymi z roku na rok potrzebami użytkowników w lotnictwie, za stojącymi do dyspozycji możliwościami wytwórczymi zakładów produkcyjnych przemysłu lotniczego oraz za coraz wyższym poziomem wymagań materiałowych, wyłania się pilna konieczność analizy pracy w biurach konstrukcyjnych budowy samolotów, mającej niewątpliwie poważny wpływ na pracochłonność, jakość i terminowość produkcji lotniczej.

Część ogólnych problemów związanych z tym tematem została już omówiona w czasopismach technicznych, zestawionych na końcu niniejszego artykułu. Wnoszą one dorobek teoretyczny i doświadczenia z różnych dziedzin i specjalności budowy maszyn zebrany w ciągu ostatniego dziesięciolecia, brak jednak wśród nich zagadnień lotniczych, które ze względu na swój charakter wymagają osobnego omówienia. Specjalność konstrukcyjną budowy samolotów naświetlają Wydawnictwa Naukowe Szkół Wyższych (szczególnie prof. dr Fiszdona: Mechanika lotu oraz prof. dr Misztala: Założenia konstrukcyjne i obliczenia w budowie samolotów).

Istnieje jeszcze jedna poważna okoliczność tłumacząca potrzebę osobnej analizy pracy konstrukcyjnej z zakresu lotnictwa. W czasie szybkiej odbudowy przemysłu lotniczego w minionym dziesięcioleciu, w powodzi różnego rodzaju pokonywanych trudności organizacyjnych, technologicznych i materiałowych, różne biura konstrukcyjne powstawały i zanikały po pewnym czasie grzebiąc nieuchronnie swój dorobek naukowy i doświadczenia. Nowo powstające biura, zaczynając od nowa, musiały więc ponosić

cały ciężar prac przygotowawczych, prowadzonych oczywiście w takich warunkach dorywczo i niesystematycznie. Tymczasem budowa samolotów, bardziej może niż budowa innych maszyn, wymaga stałej bazy konstrukcyjnej zachowującej ciągłość planowego postępu technicznego dla zapewnienia terminowego wykonywania prototypów i serii. Prototyp samolotu bowiem staje się już często przestarzały, jeśli wychodzi z zakładu wytwórczego po zbyt długim okresie czasu. Warunki użytkowania samolotów zmieniają się stale zarówno u użytkowników wojskowych z uwagi na ciągły rozwój taktyki wojennej, jak i użytkowników cywilnych, zwłaszcza komunikacyjnych, ze względu na postęp techniczny i rozwój stosunków gospodarczych kraju.

Brak ustalonego i wprowadzonego instrukcjami trybu postępowania w czasie powstawania prototypu samolotu, brak dostosowanej do niego organizacji w biurach konstrukcyjnych, brak troski ze strony „organizatorów” przemysłu lotniczego o odpowiednie wyposażenie biur konstrukcyjnych oraz o zapewnienie im ciągłości i planowego rozwoju — zatraca dorobek konstrukcyjny wnoszony przez konstruktorów do zakładu.

Analiza pracy w biurach konstrukcyjnych jest więc u nas (tylko u nas) zagadnieniem nowym na terenie przemysłu lotniczego doby obecnej, a artykuł niniejszy ma na celu podsumowanie pewnych zasad stosowanych i z różnych powodów nie stosowanych oraz ma na celu zwrócenie uwagi czynników decydujących o rozwoju lotnictwa na

szeroki zakres zadań spoczywających na barkach konstruktorów w przemyśle lotniczym.

W dziedzinie wytwórczości jej powiększanie i obniżanie kosztów własnych jest naczelnym zadaniem każdego kraju, dążącego do zdobycia dobrobytu, kultury i siły. I tutaj, o ile inżynier, technik czy robotnik jest przede wszystkim organizatorem obmyślającym wszelkie środki ułatwiające i ulepszające konstrukcję, to czynniki kierujące posiadają swój żywotny udział w wytwórczości wtedy, gdy zapewniają terminowe zaopatrywanie jej w odpowiednią ilość i jakość środków produkcji: środki finansowe tworzywa, maszyny, narzędzia, budynki, urządzenia pomieszczeń, etaty pracownicy i stan zatrudnienia, literaturę fachową (katalogi, informacje techniczne itp. pomoce konstrukcyjne). Poza tym jednym z najistotniejszych obowiązków czynników kierujących jest określanie zadań dla biur konstrukcyjnych, możliwości i terminów wykonania tych zadań z uwzględnieniem pilności potrzeb gospodarczych kraju.

Wstęp

Przedmiotem pracy biura konstrukcyjnego jest materiał koncepcyjny projektu samolotu we wszystkich jego fazach rozwojowych: od ogólnych założeń do najdoskonalszej formy dokumentacji wykonawczej samolotu seryjnego, nie wyłączając redakcyjnej i graficznej strony tego produktu biura konstrukcyjnego.

Analiza pracy w biurze konstrukcyjnym budowy samolotów musi więc ujmować wszystkie problemy od wstępnego projektowania samolotu do uruchomienia produkcji seryjnej przez wszystkie etapy prac przygotowania produkcji w innych działach zakładu produkcyjnego. Problemami tymi, wychodząc z najogólniejszych założeń, będą:

- metodyka konstruowania, czyli systematyka zadań konstrukcyjnych i podział prac konstrukcyjnych na etapy;
- technika konstruowania, czyli sposób redagowania treści konstrukcyjnej (zespolowanie, klasyfikacja dokumentów i ich znakowanie, kompletowanie dokumentacji technicznej);
- organizacja biura konstrukcyjnego, czyli organizacja prac konstrukcyjnych według harmonogramu przygotowania produkcji w zakładzie oraz organizacja środków potrzebnych do wykonania dokumentacji technicznej samolotu.

„Metodyczne reguły konstruowania bowiem — cytując za prof. R. Sobolskim — są ułatwieniem w tworzeniu bezbłędnych konstrukcji przemysłowych oraz źródłem powiększania wydajności i polepszania produkcji. Omawiając metodykę pracy konstrukcyjnej niesposób pominąć zasadniczych reguł techniki konstruowania, wpływających w równie dużym stopniu na prawidłowość i bezbłędność opracowań. O bezbłędnej metodzie pracy konstrukcyjnej może być mowa tylko wtedy, gdy powiąże się ją z celowo przyjętą techniką konstruowania“.

Organizacja biura konstrukcyjnego jest niejako ruchową częścią problemów przygotowania produkcji i jednym z naczelných zadań kierownictwa. Pozostawienie tego zagadnienia samemu sobie, jak to się często w dotychczasowej praktyce spotyka, jest dowodem dużych strat czasu, niedotrzymania terminów i zaniedbania postępu technicznego.

Metodyka konstruowania

Przytaczając tu wypowiedzi z łamów czasopism technicznych innych gałęzi budowy maszyn należy stwierdzić, iż są one ogólnymi zasadami konstruowania, na których na ogół opiera się również budowa samolotów.

Konstruowanie, czyli obmyślanie układu maszyny, polega na formułowaniu celu maszyny oraz na obmyślaniu środków do jego osiągnięcia przez naginanie ku temu tworzyw i energii produkcyjnej przy jednoczesnym liczeniu się z możliwością wykonania. W istocie polega ono na szukaniu kompromisu między żądaniami wysuwanymi i określanymi przez użytkownika a możliwościami wykonania, które określane są na podstawie wiedzy przez wytwórnice. Ilość zagadnień stojących przed konstruktorem i ich różnorodność składa się na skomplikowany proces myślowy, trwający z reguły przez dłuższy okres czasu. Umiejętność metodycznego i systematycznego ujęcia pracy przez konstruktora jest niewątpliwie — poza jego poziomem technicznym — zasadniczym warunkiem dobrej jakości opracowania. Kolejność rozwiązywania poszczególnych zagadnień nie może być wynikiem przypadku, gdyż ich wzajemna zależność narzuca ściśle określony porządek i związany z nim podział pracy na etapy umożliwiające kontrolę rozwiązań.

Rozważmy, jakie są elementy procesu konstruowania. Głębsza analiza rozwiązań konstrukcyjnych przeprowadzana w różnych biurach konstrukcyjnych podczas sprawdzania dokumentacji wykazuje, że proces konstruowania nie jest bynajmniej prostym zadaniem, lecz składa się z szeregu typowych zadań częściowych, wśród których wyróżnić można trzy typy zadań:

- ruchowe, wynikające z użytkowych warunków pracy samolotu (jak na przykład osiągi, zachowanie się na ziemi, obsługa itd.);
- wykonawcze, wynikające z warunków wykonawczych i sytuacji gospodarczej zakładu produkcyjnego;
- ruchowo-wykonawcze, wynikające z obu poprzednich czynników równocześnie.

Zadania typu ruchowego stawia zwykle użytkownik (jego żądania po gruntownej analizie mogą stać się jednak też dalszymi zadaniami niekonstrukcyjnymi). Zadania typu wykonawczego określone są możliwością wykonania w określonym zakładzie wykonawczym. Ruchowo-wykonawcza grupa zadań daje się rozwiązywać tylko na drodze bilansu pomiędzy warunkami ruchowymi a wykonawczymi i nie może być rozpatrywana odrębnie pod względem ruchowym czy wykonawczym. Te trzy typy zadań występują podczas każdego procesu konstruowania niezależnie od tego czy w rachubę wchodzi cała maszyna, jej zespół czy część. Ilość zadań częściowych dla całych maszyn waha się około liczby czterdziestu. O ile tematyka tych zadań sformułowanych ogólnie powtarzać się powinna w zasadzie przy każdej konstruowanej maszynie, to niewątpliwie specyficzne okoliczności użytkowania i przeznaczenia każdej maszyny będą stawały te same zadania o bardziej lub mniej szczegółowym sformułowaniu, innym rozmieszczeniu ich ważności i decydującej roli w procesie konstruowania.

Najbardziej typowe w projektowaniu samolotu są zadania przytoczone poniżej.

Zadania ruchowe

1. Ruchowe wymagania użytkownika. Dotyczyć one mogą wszystkich zadań ruchowych i powinny być zawarte w warunkach technicznych projektowanego samolotu.

2. Zasada działania. Należy mieć tu na myśli zasady mechaniki technicznej, na których oparte jest działanie samolotu względnie jego części. W przypadku samolotu będzie to wybór typu (lądowy lub wodny, górnopłat, śmigłowiec, itd.), bliższe warunki ruchu, względnie jego własności lotne. Zadania te również zawarte są w warunkach technicznych samolotu. W przypadku części będzie to ustalenie zasad ich działania jak: statycznej, dynamicznej, elektrycznej, magnetycznej, cieplnej, akustycznej, optycznej itd.

3. Mechaniczne warunki pracy. Będą to te wszystkie czynniki mechaniczne, które mogą wpływać na sposób działania lub wytrzymałość, a więc dynamiczne (na przykład podczas lądowania), aerodynamiczne (obciążenia podczas wyrwania, drgania samowzbudne itp.), akustyczne (uciszenie pomieszczeń) itd.

4. Klimatyczne warunki pracy. W strefie użytkowania samolotu ważnym czynnikiem jest różnica temperatur wpływająca na zmianę wiskozji smarów, możliwości oblodzenia, możliwości występowania silniejszych podmuchów itp.

5. Sposób sterowania. Zadania wygody i bezpieczeństwa działania sterownic w kabinie pilotów, w konstrukcji i w samych sterach.

6. Rodzaj napędu. Zadanie zaopatrzenia samolotu w odpowiedni silnik: lekki, ekonomiczny, osiągalny z produkcji krajowej — jest bodajże najważniejszym zadaniem w projektowaniu samolotu. To samo dotyczy napędów do zespołów wyposażenia.

7. Trwałość. Wszystkie urządzenia samolotu powinny w miarę możliwości wykazywać ten sam okres pracy bez napraw. Nie zachodzi to z reguły dla niektórych zespołów, jak np. silników, które wymieniane są kilkakrotnie w ciągu „życia“ płatowca. Zadanie to jest ważne szczególnie dla części wykonywanych z materiałów zastępczych oraz jeśli chodzi o ilości części zapasowych.

8. Koszty ruchu. Wchodzi tu w rachubę zużycie energii czerpanej z zapasu paliwa mającego wpływ na ciężar i wielkość. Zmniejszenie zużycia paliwa jest więc właściwą drogą do zmniejszenia kosztów. Koszty ruchu zwiększa zwykle automatyzacja obsługi, której opłacalność musi być zawsze starannie oceniona (pilot automatyczny).

9. Zastrzeżone zasady działania. Przy stosowaniu patentów należy uzgodnić ich wykorzystanie z właścicielami. Własne pomysły należy chronić patentami, wnioskami racjonalizatorskimi, itp.

10. Prostota układu. Zadanie to zmierza do zapewnienia niskich kosztów wykonania i napraw, do lekkości kon-

strukcji i pewności ruchu, przy czym zagadnienie lekkości w projektowaniu zwykle przeważa, nie idąc w parze z niskimi kosztami wykonania.

11. Sprawność układu. Za pojęcie sprawności układu w projektowaniu samolotu uchodźcie może stosunek jakości użytkowej rozpatrywanej konstrukcji do jakości użytkowej konstrukcji kształtowanej układem czynników przyjętym za normalny (stosunek ten może więc być większy od jedności i wtedy oznacza wyższość rozpatrywanej konstrukcji).

12. Dozór ruchu. Zadanie udostępnienia miejsc dla wygodnej kontroli i wymiany części o małej żywotności, napełniania zbiorników paliwem i olejem oraz dla ewentualnego smarowania połączeń ruchomych.

13. Naprawy po uszkodzeniu. Zadanie projektowania konstrukcji dającej możliwości prostych i łatwych napraw wykonywanych prostymi narzędziami przez niedoświadczonych nawet pracowników użytkownika, dostawcy, względnie przedsiębiorstwa remontowego.

14. Rozmieszczenie urządzeń. Zadanie ekonomicznego rozmieszczenia urządzeń i wyposażenia ze względu na wygodę w obsłudze, ciężar konstrukcji i jego wyważenie.

15. Przewody zasilające. Coraz mniejsze stosunkowo wymiary samolotów (z przyczyny postępującej sprawności konstrukcji samolotów) stwarzają coraz trudniejszy problem odpowiedniego miejsca dla przeprowadzenia przewodów rurowych ze spalinami, powietrznymi, hydraulicznymi, elektrycznymi itp. Prowadzenie tych przewodów zależy w znacznym stopniu od sposobu montowania, dozoru i napraw. Sposób połączenia tych przewodów może mieć również duży wpływ na kształtowanie konstrukcji, której części należy chronić przed wpływami przewodów (ciepłymi, indukcyjnymi itp.).

Z a d a n i a r u c h o w o - w y k o n a w c z e

16. Sposób działania. Zagadnienie ruchowo-wykonawcze zawarte w tym zadaniu polega na dostosowaniu do przyjętej zasady działania odpowiedniego sposobu rozwiązania dającego się wykonać takimi środkami produkcji, jakie stoją do dyspozycji. Zadane i jednoznacznie określone działanie może być bowiem osiągnięte w różny sposób. Przy rozpatrywaniu sposobu działania wynikającego z pewnej zasady działania prawie zawsze rodzi się pierwsza myśl: na jakiej drodze osiągnąć dotychczas takie lub podobne działanie. Sięgamy wówczas do odpowiedniego źródła rozwoju historycznego konstrukcji, do systematycznego przeglądu praw fizycznych rządzących zjawiskiem lub do czasopism technicznych, protokołów zjazdów itp., szukając tam „natchnienia“, względnie natrafiając nieraz na gotowe rozwiązanie. Istnieje wprawdzie sąd, iż praca wstępna przeglądu źródeł jest szkodliwa, gdyż zabija pomysłowość, lecz w zdrowych warunkach produkcyjnych najkorzystniejszy i najlepszy jest wybór sposobu działania z istniejących już rozwiązań lub nawet wyrobów gotowych.

17. Istniejące wyroby gotowe. Ujęte w katalogi produkcji krajowej (seryjnej) niektóre zespoły i części (np. silniki elektryczne, pompy paliwowe, olejowe itp.) powinny być stosowane w konstrukcjach obowiązkowo, a ich ewentualne zastępowanie własnymi konstrukcjami powinno być uzasadnione i udokumentowane.

18. Przepisy budowy. Zadanie utrzymania wymagań dotyczących określonych własności aerodynamicznych, wytrzymałości, sztywności, odpowiedniego wyposażenia i użyteczności samolotu.

19. Ciężar. Postulat lekkości konstrukcji jest jednym z naczelných zadań stojących przed konstruktorem przy konstruowaniu każdej części samolotu. Całkowity ciężar własny, względnie ciężary główných zespołów samolotu, ograniczone są z jednej strony względami użytkowania (nawierzchnia i wymiary lotnisk, uchwyty do lądowania na środki przewozowe itp.), z drugiej strony względami wykonawczymi (środki transportu wewnętrznego zakładu, rozwiązanie uchwytów do tego celu itd.).

20. Wielkość. Ograniczenie wielkości podobnie jak w przypadku ciężaru może być zadaniem podyktowanym zarówno wymaganiami ruchowymi (hangarowanie, przewóz itp.), jak i wykonawczymi (pomieszczenia stanowisk montażowych, transport wewnątrz zakładu itd.).

21. Kształt. Wynikający z zasady działania kształt samolotu lub jego części jest korygowany po uwzględnieniu zadań wykonawczych. Własności materiałów, sposób wykonania oraz ilość sztuk produkcji wpływają szczególnie na kształt części.

22. Wygląd zewnętrzny samolotu nie powinien bez poważnego uzasadnienia odbiegać znacznie od normalnych, budowanych współcześnie samolotów. Właściwe kształty

i kolory powinny cechować każdą dobrą konstrukcję samolotu.

23. Pewność działania. Samolot lub jego urządzenie powinno spełniać swe przeznaczenie bez dodatkowych czynności czy nastawień. Zespoły mające szczególnie duży wpływ na pewność działania należy zaopatrzyć w specjalną instrukcję dla zapobiegania przerwom w ruchu.

24. Materiał i analiza jego przydatności. Podstawą do wyboru odpowiedniego materiału może być tylko dokładna znajomość wszystkich jego cech. W budowie samolotu materiał odgrywa najważniejszą rolę, większą niż w budowie innych maszyn. Postulat wytrzymałości, sztywności i lekkości konstrukcji przy możliwie niskich współczynnikach pewności obliczeniowej, wymaga dla materiału lotniczego niezmiernie dokładnego sprawdzania jego własności mechanicznych. Wielkości wytrzymałościowe, przydatność do uformowania właściwego kształtu konstrukcji, dobra obrabialność powierzchni i czystość obrabianej powierzchni, wreszcie łatwość nabywania materiału — są najważniejszymi kryteriami jego oceny. Przy określaniu materiału w dokumentacji należy ściśle podawać odpowiednie normy materiałowe. W przypadku stosowania materiałów nieznormalizowanych należy materiał szczegółowo opisać w dokumentacji (warunki techniczne odbioru, instrukcje wykonawcze itp.) tak pod względem składu chemicznego, jak i własności wytrzymałościowych.

25. Stan materiału. Należy dla danego materiału przeanalizować możliwości uzyskania żądanej wytrzymałości przez odpowiednie sposoby ulepszania termicznego i podawać w dokumentacji bliższe wymagania co do jego stanu (głębokość ulepszenia, sposób utwardzenia, hartowania i odpuszczania).

26. Pasowania i tolerancje. Dla wszystkich części współpracujących powinny być określone klasy pasowań oraz rodzaj pasowań według stałego otworu czy wałka. Na wybór tolerancji wpływa często kształt i materiał części. Należy też przy tym pamiętać o znacznym koszcie wykonania zbyt dokładnych pasowań w produkcji.

27. Gładkość powierzchni uzależniona jest od doboru tolerancji i wymaganego działania.

28. Obróbka i ochrona powierzchni. Określa się je na podstawie żądań ruchowych ze względu na odporność przeciw korozji, twardość i wygląd. Sposób ochrony powierzchni zależy od materiału chronionego, kształtu przedmiotu i dysponowanych urządzeń. Kształt części powinien być ustalany w przewidywaniu sposobu ochrony powierzchni.

Z a d a n i a w y k o n a w c z e

29. Sposób wykonania. Sposób wykonania należy dobrać według kształtu części, materiału, ilości wykonywanych części, istniejącego parku maszynowego i narzędzi. Na rysunkach muszą być podane konieczne znaki obróbki i wszystkie potrzebne do wykonania wymiary według określonych zasad wymiarowania.

30. Liczba wykonywanych sztuk. Wpływa ona na sposób wykonania i montażu oraz na czas wykonania. Przy produkcji małoseryjnej i jednostkowej należy wybierać inne sposoby wykonania aniżeli przy produkcji większej serii lub masowej.

31. Czas i termin wykonania. Zależą one od terminów wykonania projektu (dokumentacji wykonawczej) i przygotowania technologicznego, od stopnia rozwoju zakładu pod względem urządzeń, przyrządów i narzędzi.

32. Przewóz. Należy zawsze spełnić możliwości załadunku, wyładunku i transportu wewnątrz- i zewnątrzzakładowego oraz wynikię stąd koszty, które zależą od ciężaru i wielkości samolotu, względnie jego zespołów. Stąd wypływa zwykle konieczność demontażu samolotu przeznaczonego do przewozu, a ten uzależniony jest od rodzaju konstrukcji, jej wrażliwości na wstrząsy i od środków transportowych.

33. Stan zaopatrzenia materiałowego. Określają go państwowe komórki zaopatrzenia na drodze przepisów regulujących dostawy materiałów. Dla pewnych części konstrukcyjnych nie można używać materiałów deficytowych, chyba że prawidłowe działanie przy zastosowaniu innego materiału uzyskać się nie da.

34. Wykorzystanie odpadków. Przy dużych ilościach produkowanych sztuk należy baczyć, aby ilość odpadków była minimalna lub też przewidywać sposoby ich wykorzystania do wykonywania innych części tego samego samolotu.

35. Montaż samolotu zależy od jego rodzaju i wielkości, od ilości produkowanych sztuk oraz od liczby wymaganych prób kontrolnych. Montaż jest uzależniony od stosowanych tolerancji wykonania, które należy dobrać tak, aby składowanie przebiegało normalnie przy użyciu normalnych na-

rzędzi. Konieczna jest kontrola wymiarów części oraz należyta ich współpraca. Należy pamiętać o ochronie przed korozją stykową części z różnych materiałów.

36. Przyrządy, urządzenia. Ze względu na koszty wykonania należy dążyć do stosowania wymiarów wymagających tylko normalnych narzędzi i przyrządów.

37. Sprawdziany wykonawcze i próby działania. Wymiary tolerowane powinny być stosowane tylko tam, gdzie to jest konieczne potrzebne, a to ze względu na wysoki koszt sprawdzianów. Próby działania są często decydujące przy ustalaniu żądanej dokładności wykonania.

38. Załoga i park maszynowy. Dokładność istniejących w zakładzie obrabiarek oraz kwalifikacja ich obsługi stanowią niejednokrotnie decydujący czynnik w kształtowaniu konstrukcji samolotu.

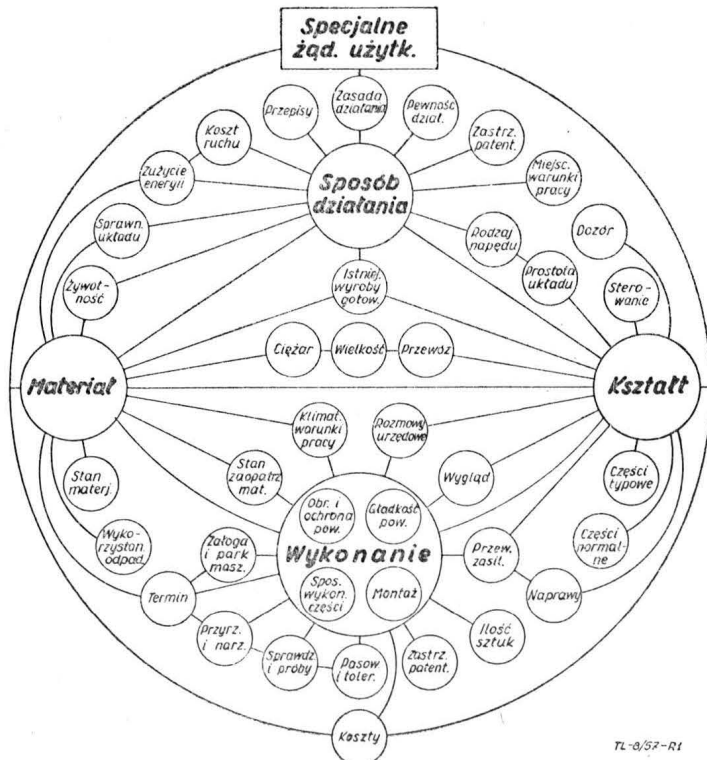
39. Części typowe opracowane już poprzednio rysunkowo dla innego samolotu powinny wchodzić w skład nowej dokumentacji, gdyż zaoszczędza się w ten sposób wiele czasu na opracowywanie konstrukcyjne i technologiczne.

40. Części normalne powinny być ze względów ekonomicznych stosowane wszędzie tam, gdzie tylko część konstrukcyjna jest zbliżona działaniem, kształtem i materiałem do części normalnej, co przynosi niewątpliwą korzyść na czasie konstruowania i wykonywania części.

41. Zastrzeżone prawa sposobu wykonania są źródłem pomysłów nowych rozwiązań konstrukcyjnych (wnioski racjonalizatorskie, patenty, itp.).

42. Koszty wykonania zależą w dużej mierze od liczby zatrudnionej wysokokwalifikowanej załogi oraz od liczby zatrudnionych sił pomocniczych, których udział w kosztach powinien być możliwie najmniejszy.

Wśród zadań częściowych istnieje zawsze pewna współzależność, w której wysuwają się na pierwszy plan cztery zasadnicze zadania wpływające na resztę pozostałych: sposób działania, materiały, kształt, sposób wykonania. Poglądowo wyjaśnia te zależności „schemat współzależności zadań” (według prof. Sobolskiego). Schemat może wykazywać pewne odchyłki z typowymi zależnościami zadań przy budowie różnych maszyn, dla budowy samolotów przedstawiałby się jak na rys. 1.



Rys. 1. Schemat współzależności zadań konstrukcyjnych

Organizacyjnym czynnikiem metodyki konstruowania są wyróżnione w procesie konstruowania pewne fazy i etapy. Powszechnie przyjęte są w projektowaniu samolotu (porównaj też prof. F. Misztalę: „Założenia konstrukcyjne i obliczeniowe w budowie samolotów”) trzy fazy:

— ogólny projekt wstępny obejmujący ogólną analizę założeń i warunków wstępnych oraz przybliżoną ocenę głównych parametrów konstrukcji;

— konstrukcyjny projekt wstępny o wyraźnym już obrazie

układu konstrukcyjnego oraz dokładniejszej charakterystyce aerodynamicznej i użytkowej samolotu;

— szczegółowy projekt konstrukcyjny w postaci szczegółowych rysunków wykonawczych i innych dokumentów wraz z obliczeniami.

W każdej z tych faz wyróżnić można pewne etapy prac wykonywanych w biurze konstrukcyjnym. Treść tych etapów oraz ich liczba zależna jest od przyjętej techniki konstruowania opisanej w następnym rozdziale. Kolejność etapów wpływa w równym stopniu na bezbłądność opracowania, jak przytoczona powyżej analiza zadań konstrukcyjnych.

W projektowaniu samolotu przyjęto powszechnie następujące etapy w poszczególnych fazach projektu.

Ogólny projekt wstępny

a. Określenie założeń. Głównymi założeniami konstrukcyjnymi są: przeznaczenie samolotu oraz warunki i zakres jego użytkowania. Założenia te powinny być uzgodnione między użytkownikiem, zleceniodawcą i głównym konstruktorem oraz sformułowane we wstępnych warunkach technicznych, załączonych następnie do formalnego zamówienia. Rozwinięcie tych założeń następuje po odpowiedniej analizie naukowo-badawczej, przeprowadzonej przez konstruktora na podstawie statystyki i literatury technicznej przy uwzględnieniu aktualnego postępu technicznego i jego wyprzedzenia. Studia takie wymagają często dłuższego czasu i dużej inwencji konstruktora przy sumiennym uwzględnieniu potrzeb użytkowych. Analizie podlegają charakterystyki techniczne: prędkości, mocy silników, obciążeń użytkowych itp. oraz charakterystyki eksploatacyjne: minimalnych warunków ruchu, kosztów itp.

Z założeń głównych wpływają następnie dalsze wymagania konstrukcyjne (jak na przykład warunki bezpieczeństwa), będące podstawą do rozwiązywania wymienionych zadań w coraz to węższym zakresie.

b. Opracowanie wstępnego rozwiązania. W oparciu o jak najszerzy statystyczny materiał porównawczy (katalogi, wystawy itp.), przepisy ogólne oraz wymagania wytrzymałościowe, podlega skonkretyzowaniu układ, wymiary zewnętrzne i wyposażenie samolotu. Opracowaniu towarzyszą wstępne obliczenia projektowe wielkości powierzchni nośnych, głównych wymiarów, ciężarów i ich wyważenia względem środka ciężkości. Często rozważone mogą być tu różnorodne koncepcje, w zależności od stojących do dyspozycji silników i innych zespołów otrzymywanych w drodze zamówień krajowych względnie zagranicznych. Opracowanie wstępnego rozwiązania posiada formę szkiców (najczęściej w skali 1:10), wchodzących w skład oferty jako tak zwany projekt ofertowy.

c. Opracowanie charakterystyk. Na podstawie wstępnych obliczeń projektowych, szkiców oraz warunków ogólnych opracowane są charakterystyki samolotu: aerodynamiczne, osiągow czyli podstawowych własności ruchu, własności w locie (sterowności i stateczności) i na ziemi (lądowania i startu), obciążeń, wyposażenia, materiałów konstrukcyjnych, procesów technologicznych i orientacyjnych kosztów eksploatacyjnych.

Charakterystyki te, wraz z krótkim opisem technicznym, wchodzi również w skład projektu ofertowego.

d. Opracowanie szkiców konstrukcyjnych i wstępnych obliczeń wytrzymałościowych głównych zespołów. Na szkicach (w skali 1:10) określa się tu zwykle:

- podział na główne zespoły fabrykacyjne,
- bazy wymiarowe, główne wymiary zewnętrzne i wewnętrzne przekrojów,
- rozmieszczenie mechanizmów sterowniczych i wyposażenia.

Niektóre z tych szkiców, jak na przykład rozbić na zespoły fabrykacyjne, względnie rozmieszczenia wyposażenia itp., mogą wejść do projektu ofertowego. „Oferując” sprecyzowane założenia i rozwiązania opracowane w fazie ogólnego projektu wstępnego w formie „projektu ofertowego” unika się późniejszych nieporozumień. Projekt ofertowy powinien być zatwierdzony, a parametry w nim zawarte powinny być obowiązujące dla obu stron — zamawiającego i wykonawcy.

Wstępne studium w fazie ogólnego projektu wstępnego powinno być przeanalizowane przez instytucję naukowo-badawczą i omówione ze zleceniodawcą w celu potwierdzenia kierunku rozwoju postępu technicznego oraz zgłoszenia i akceptu tematów głębszych studiów, względnie analiz naukowo-badawczych.

Konstrukcyjny projekt wstępny

Faza ta daje podstawy i materiał do późniejszego opracowania rysunków wykonawczych, musi więc być opracowana i sprawdzona wyczerpująco zarówno pod względem użytkowym (makiety), jak i fabrykacyjnym (technologiczność rozwiązań zespołów i części) oraz gospodarczym (normalizacja rozwiązań konstrukcyjnych, zespołów wyposażenia, części montażowych i materiałów).

e. Analiza aerodynamiczna i badania naukowo-techniczne. Po ustaleniu dokładnej geometrii głównych zespołów samolotu (najczęściej metodą analityczną) sporządza się szczegółowe obliczenia aerodynamiczne, oparte w części na wynikach dmuchań w tunelu aerodynamicznym. Analizie podlegają założone w poprzedniej fazie charakterystyki, szczególnie sterowności i stateczności oraz obciążeń. Poza tym podlegają też analizie planowane w poprzedniej fazie badania naukowo-techniczne (na przykład wytrzymałościowe, próby działania niektórych mechanizmów nowozaprojektowanych itp.). Należy tu też sprawdzenie wygody kabin i rozmieszczenie wyposażenia w makiecie wybudowanej na podstawie dokładnej już geometrii kadłuba, względnie innych zespołów.

f. Konstrukcyjne opracowanie rysunków zestawieniowych. Należy stwierdzić, iż opracowywany przez konstruktora rysunek zestawieniowy powinien zawierać wszystkie dane umożliwiające opracowanie rysunków wykonawczych podzespołów i części bez jakiegokolwiek analizy zastosowania danej części, doboru materiału, sposobu wykonania itp. dla porządku i samokontroli, a poza tym dla zaoszczędzenia czasu sprawdzającemu. Należy tu stosować skalę rysunku 1:1, niezależnie od wielkości zespołu, poza tym zestawienie powinno podawać:

- dostateczną ilość przekrojów i rzutów dla pokazania wszystkich części w razie konieczności z niektórymi normalnymi (czas na to zużyty wróci się później w formie oszczędności na zmianach i poprawkach);
- wszystkie wymiary wiążące, a więc wymiary warunkujące wytrzymałość części i ich współpracę, wymiary montażowe i obrysy zewnętrzne;
- przyjęte klasy pasowań oraz obróbkę wszystkich powierzchni współpracujących, obróbkę warunkującą wytrzymałość części oraz obróbkę cieplną;
- pełny wykaz części z podaniem numerów pozycji i ilości sztuk oraz materiału.

Zestawieniom powinien towarzyszyć krótki opis techniczny, wyjaśniający sposób współdziałania lub montażu niektórych zespołów.

W czasie postępu prac w tym etapie należy rozwinąć jak najściślej współpracę z technologami dla zapewnienia technologiczności rozwiązaniom konstrukcyjnym, a przez to uniknięcia zmian utrudniających produkcję. Dla dość wczesnego rozplanowania kooperacji dla odkuwek i odlewów oraz dla konstrukcji przyrządów należy dostarczyć szkice konstrukcyjne odpowiednich zespołów do działów przygotowania produkcji z pewnym wyprzedzeniem.

Niezmiernie ważnym momentem wpływającym na praconość produkowanego samolotu jest silne rozbudowywanie normalizacji rozwiązań konstrukcyjnych zespołów, części i materiałów. Stosowanie takich samych części konstrukcyjnych w przemyśle lotniczym prowadzi do powstawania norm wewnętrznych (zakładowych i resortowych) upraszczających przygotowanie produkcji. W normalizacji wewnętrznej materiałów należy dążyć szczególnie do ograniczenia stosowanych gatunków stali konstrukcyjnych, stopów lekkich i części montażowych, w ramach możliwości przemysłu lotniczego, możliwości technologicznych zakładu produkcyjnego, łatwości dostawy i cen handlowych.

g. Opracowanie schematów instalacji i rozmieszczenia wyposażenia. Następuje tu dokładne zaprojektowanie instalacji paliwowej, olejowej, hydraulicznej, pneumatycznej, elektrycznej, radiowej itp., rozdzielenie przyrządów pokładowych i pewnych szczególnych środków bezpieczeństwa, jak urządzeń przeciwpożarowych, przeciwbłodzeniowych oraz innych urządzeń istotnych dla ruchu samolotu. Należy tu również uwzględnić w jak najszerszym zakresie normalizację zespołów, części i materiałów oraz przedyskutować projekt pod względem technologiczności z biurem fabrykacyjnym, a pod względem zespołów handlowych z działem zaopatrzenia zakładu. Schematom powinien towarzyszyć krótki opis techniczny, wyjaśniający sposób działania niektórych zespołów i urządzeń oraz ich wstępne wykazy dla umożliwienia zamówień.

h. Kontrolna analiza całości projektu i jego korekta. Etap ten jest odpowiednikiem kontroli międzyoperacyjnej sto-

sowanej w produkcji. Kontrola ta obejmuje pełną liczbę zadań rozwiązywanych w poprzednich etapach. Wskazane jest, aby kontrola przeprowadzana była przez obcych pracowników, np. z grupy technologicznej, wspólnie z głównym konstruktorem. Taka kolegalna dyskusja nad projektem przed opracowaniem rysunków wykonawczych jest bardzo wskazana dla uniknięcia późniejszych niezgodności podczas produkcji.

j. Opracowanie obliczeń kontrolnych. Jest to ostateczna forma obliczeń zawierająca:

- szczegółowe obliczenia kinematyczne, dynamiczne i obciążeń, oparte na ostatecznych kształtach głównych zespołów;
- szczegółowe obliczenia wytrzymałościowe podające wielkości rzeczywistych naprężeń w stosunku do naprężeń dopuszczalnych.

Konstrukcyjny projekt wstępny powinien być sprawdzony i zaopiniowany przez instytucję naukowo-badawczą.

Szczegółowy projekt wykonawczy

W fazie tej opracowuje się pełną dokumentację niezbędną do wykonania prototypu wraz z wszystkimi zmianami, jakie wynikają podczas budowy i badań prototypu.

k. Opracowanie rysunków wykonawczych. Rysunki wykonawcze powinny podawać ostateczny kształt, wymiary i obróbkę części (bez wymiarów technologicznych, które zależnie od przyjętego procesu technologicznego podaje dalsza dokumentacja przygotowania produkcji). Skala rysunku jest tu dowolna.

l. Opracowanie zestawień kontrolnych. Dla przeprowadzenia dokładnej kontroli zwymiarowania części i zespołów na rysunkach wykonawczych oraz do ponownej analizy współpracy części, montażów itp., wykonuje się często z rysunków wykonawczych części i zespołów rysunki zestawowe, zwane też kontrolnymi. Rysunek kontrolny podaje: α) — dostateczną liczbę rzutów i przekrojów; β) — wymiary montażowe i obrysy; γ) — dopuszczalne luzy do kontroli montażowej; δ) — pełny wykaz części z podaniem ich numerów, liczby sztuk, materiałów, ciężarów oraz numerów rysunków wykonawczych i norm.

ł. Opracowanie instrukcji wykonawczych, warunków technicznych i dokumentacji dodatkowej. Informacje ułatwiające wykonanie części i zespołów umieszcza się w instrukcjach wykonawczych, opisach montażowych konstrukcji, instalacji lub urządzeń pomocniczych. Poza tym umieszcza się w instrukcjach również ewentualne zastrzeżenia konstruktora co do metod badania samolotu i jego zespołów. W warunkach technicznych umieszcza się zasadniczo wymagania co do ostatecznego odbioru zespołów przez kontrolę produkcyjną zakładu wykonawczego.

Jako dokumentację dodatkową należy uważać wszelkie wykazy, jak na przykład części zamiennych, narzędzi montażowo-obslugowych, części zapasowych itp. Poza tym opracowuje się też dokumentację techniczno-ruchową dla użytkownika w formie odpowiednich instrukcji: obsługi, użytkowania, napraw i remontów, pilotażu itp.

m. Sprawdzenie całości dokumentacji samolotu. Sprawdzeniu podlega każdy dokument samolotu zarówno pod względem merytorycznym, jak i formalnym, po czym zostaje on podpisany przez sprawdzającego i zatwierdzającego (kierownika biura konstrukcyjnego).

n. Nadzór nad wykonaniem i montażem prototypu. Zadaniem konstruktora jest oddanie gotowego prototypu do użytku próbnego i stąd zakończenie prac nad dokumentacją nie jest zakończeniem prac biura konstrukcyjnego, należą bowiem jeszcze do konstruktora: konsultacje z technologami, wskazówki dla wykonawców, analiza celowości przyjętych odchyłek, analiza technologiczności kształtów części, analiza sposobu montażu, wnoszenie ewentualnych zmian w wyniku analizy, ewentualny osobisty udział konstruktora w montażu.

p. Próby fabryczne i państwowe samolotu. Próbom podlegać mogą, poza całym samolotem, pewne jego urządzenia i mechanizmy. Prawidłowe rozwiązanie miejsc sterowniczych w kabine pilotów, foteli, itp. możliwe jest na drodze prób dysponowanych przez konstruktora. Próby fabryczne prototypu w locie i na ziemi powinien również zaplanować konstruktor i powinien być obecny przy ich wykonaniu. W pierwszej kolejności przeprowadzone powinny być badania sprawdzające charakterystyk technicznych (zachowanie się samolotu podczas startu i lądowania, prędkości maksymalnej, minimalnej i prędkości lądowania, wreszcie sterowności i stateczności). Na podstawie protokołów prób przeprowadza się analizę badań prototypu, a w przypadku pozytywnych jej wyników następuje przekazanie prototypu do

Zadania:	Etapu pracy																
	Ogólny projekt wst.			Konstrukcyjny projekt wstępny					Szczegółowy projekt wykonawczy								
	a	b	c	d	e	f	g	h	i	j	k	l	m	n	p	r	
1. Ruch, wymag. użytkownika	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	
2. Zasada działania	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	
3. Mechan. warunki pracy	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	
4. Klimat. — — —	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	
5. Sposób sterowania	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	
6. Rodzaj napędu	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	
7. Trwałość	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	
8. Koszty ruchu	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	
9. Zastrzeż. prawa działania	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	
10. Prostość układu	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	
11. Sprawność układu	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	
12. Dozór ruchu	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	
13. Naprawy po uszkodzeniu	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	
14. Rozmieszczenie urządzeń	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	
15. Przewody zasilające	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	
16. Sposób działania	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	
17. Istniejące wyroby gotowe	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	
18. Przepisy budowy samolotu	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	
19. Ciężar	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	
20. Wielkość	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	
21. Kształt	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	
22. Wygląd zewnętrzny	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	
23. Pewność działania	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	
24. Materiał (przydatność)	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	
25. Stan materiału	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	
26. Pasowania i tolerancje	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	
27. Gładkość powierzchni	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	
28. Obróbka i ochrona pow.	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	
29. Sposób wykonania	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	
30. Liczba wykonanych sztuk	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	
31. Termin i czas wykonania	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	
32. Przewóz	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	
33. Stan zaopatrzenia materiału	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	
34. Wykorzystanie odpadków	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	
35. Montaż samolotu	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	
36. Przyrządy i urządzenia	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	
37. Sprawdziany i próby	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	
38. Załoga i park maszyn.	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	
39. Części typowe	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	
40. — — normalne	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	
41. Zastrz. prawa spos. wyk.	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	
42. Koszty wykonania	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	

TL-8/57-T1

TABELA 1 — Metodyczny schemat procesu konstruowania samolotu. Kropkami oznaczono szczególnie wyraźne występowanie zadań w odpowiednich etapach pracy w biurze konstrukcyjnym

prób państwowych, prowadzonych przez instytucję naukowo-badawczą. Prowadzone są poza tym dalsze badania wytrzymałościowe na zmęczenie konstrukcji oraz naukowo-analityczne, obejmujące materiały konstrukcyjne, paliwa, smary itp. Związane z wynikami prób ewentualne zmiany powinny być naniesione na rysunki, a często może zajść potrzeba wymontowania i poprawienia lub wymiany całych zespołów płatowca względnie wyposażenia. Po przejściu przez próby państwowe i po wniesieniu wszystkich koniecznych poprawek w wyniku prób wytrzymałościowych doraźnych i zmęczeniowych prototyp zostaje przekazany wraz z poprawioną dokumentacją eksploatacyjną do użytkownika celem eksploatacji próbnej, w czasie której konstruktor gromadzi uwagi użytkownika do wykorzystania w następnych wydaniach dokumentacji samolotu seryjnego, którego decyzję produkcji podejmuje się na podstawie wyników prób wytrzymałościowych i użytkowych.

n. Opracowanie dokumentacji dla produkcji seryjnej. Mogą tu w grę wchodzić wszystkie te same zadania, jakie stały przed konstruktorem przy opracowywaniu dokumentacji prototypu. Poza tym produkcja seryjna wymagać będzie pewnych zmian konstrukcyjnych podyktowanych odmienną nieco technologią i oprzyrządowaniem produkcji seryjnej, zależnie od liczby sztuk serii oraz zależnie od układu wykonawczego. Opracowanie więc dokumentacji dla samolotu seryjnego opierać się może w zasadzie na dokumentacji prototypu w sensie jej rozszerzenia i uzupełnienia, jeśli zmiany zamierzone na podstawie badań i wskazań

produkcyjnych nie są zbyt daleko idące. W przeciwnym przypadku przystąpić należy od razu do opracowania nowej dokumentacji dla samolotu seryjnego. Technika opracowania takiej dokumentacji jest podobna do opisanej w drugiej i trzeciej fazie opracowania dokumentacji prototypu z tym, że wymieniany tam prototyp zastępuje tu pierwszy egzemplarz próbnej serii.

Były to etapy prac w poszczególnych fazach opracowania dokumentacji samolotu. Oczywiście nie ma potrzeby rozgraniczania etapów, to jest zatrzymywania prac aż do wykończenia wszystkich zadań przepisanych na danym etapie do rozwiązania. Mogą one być rozwiązywane częściowo podczas etapu następnego, ale kolejność tych etapów wydaje się bardzo istotna w bezbłędnym opracowaniu dokumentacji.

Podporządkowując odpowiednim etapom rozwiązywane w nich zadania otrzymuje się typowy dla budowy samolotu „metodyczny schemat procesu konstruowania”, jak w tabeli 1.

Technika konstruowania

Nieodłączną stroną metodyki konstruowania jest technika konstruowania, czyli sposób powstawania dokumentacji technicznej samolotu. Na dokumentację techniczną samolotu składają się następujące jej części: konstrukcyjna (rysunki, warunki techniczne itd.), technologiczna (procesów technologicznych i oprzyrządowania), planowania i przygotowania produkcji, handlowa i eksploatacyjna. W biurze konstrukcyjnym opracowuje się tylko dokumentację konstrukcyjną i eksploatacyjną, które mają na celu: utrzymanie pewnej dyscypliny konstrukcyjnej i użytkowej, zapobieganie stratom czasu i braku w produkcji, umożliwienie porozumienia między zakładem kooperującym (względnie użytkownikiem) a zakładem wykonawczym. Dokumentacja powinna podlegać w każdym zakładzie instruktywnej gospodarce wprowadzającej: ustalone zasady klasyfikacji i oznaczeń dla rysunków oraz innych dokumentów, porządek nanoszenia zmian w dokumentach, organizację ewidencji, archiwowania i powielania odbitek.

Sposoby ujęcia treści konstrukcyjnej w odpowiednim dokumencie podawane są częściowo w literaturze szkolnej, w instrukcjach niektórych biur konstrukcyjnych lub wreszcie pozostają jako niepisane zwyczaje w praktyce pewnej grupy starszych pracowników.

Zespołowanie

Podstawowym problemem ujęcia treści konstrukcyjnej jest zespołowanie. Pod terminem tym, nie będącym zresztą w powszechnym użyciu, należy rozumieć podział samolotu na zespoły i podzespoły i odpowiednie do niego opracowanie dokumentów przewidzianych dla tych jednostek (patrz tabela 3*). Ze sposobem zaopatrzenia wiążą się następnie ścieśle:

* Tabela 3 zamieszczona będzie w II części niniejszej pracy

Części	S a m o l o t									
	P ł a t o w i e c					N a p ę d		W y p o s a ż e n i e		
	Symbol w rys. 2	Symbol w rys. 1	Symbol w rys. 3	Symbol w rys. 4	Symbol w rys. 5	Symbol w rys. 6	Symbol w rys. 7	Symbol w rys. 8	Symbol w rys. 9	Symbol w rys. 10
elementarne: wykonane z jednego odcinka materiału.	□	□	□	□	□	□	□	□	□	□
złożone: jak klocki kłyszne, płytki klejone, sworznie z przypawką, głowice nit.	△	△	△	△	△	△	△	△	△	△

TABELA 2 — Konstrukcyjny i technologiczny podział samolotu

- nazwy i numery rysunków,
- treść tabelki na rysunkach oraz liczba wymienianych tam części i podzespołów,
- sposób rysunkowego ujęcia tematu konstrukcyjnego (często mylnie za szczegółowy lub niewystarczający).

Zespołowanie sprawia często młodszym konstruktorom większe trudności, wymaga ono bowiem skrupulatnego wniknięcia w technologię wykonania z uwzględnieniem przygotowania i organizacji produkcji w innych działach zakładu wytwórczego. Poza tym, biorąc rzecz z różnych punktów widzenia, istnieje kilka logicznych możliwości zespołowania. Konstruktor przyjąłby najchętniej za podstawę zespołowania konstrukcyjny punkt widzenia wynikający z zależności rozwiązań zadań konstrukcyjnych lub też funkcjonalny, wynikający ze współpracy poszczególnych części i zespołów — stwarzałoby to jednak w następstwie duże niewygodności w dalszym opracowaniu przygotowania produkcji, w samym wykonawstwie (części i zespoły) oraz w technicznej kontroli produkcji. Najśluszniejszym więc punktem widzenia przy zespołowaniu będzie przewidywanie takich zespołów, jakie wyłonią się podczas fabrykacji ze względu na możliwości wytwórcze zakładu oraz ze względu na metody przygotowania produkcji w danym okresie gospodarczym.

Konstrukcyjna i technologiczna współzależność jednostek zespołowania pokazana jest w tabeli 2.

Tabela 2

Dla łatwiejszej organizacji składania wprowadzone są obok zespołów konstrukcyjnych i grup wykonawczych jeszcze podgrupy wykonawcze i zespoły pokryć jako części składowe grup wykonawczych oraz podzespoły („segmenty” składania) zespołów technologicznych. Zespoły montażowe grup napędowych i wyposażenia stanowią inny nieco rodzaj jednostek zespołowania zwany często „agregatami”.

Należy stwierdzić, iż w rodzimej technice konstruowania samolotów nie mają jeszcze ustalonych terminów pojęcia takie jak zespół, zestaw, zbiór itp. Jeżeli pojęcie zespołu, poza zbyt może ogólnym znaczeniem, nie wydaje się budzić zastrzeżeń, to zestaw (wymieniany często na określenie złożenia podzespołów i części) powinien oznaczać, iż na

może, iż trudności adaptacji niektórych terminów z języków obcych wpłynęły na nikły rozwój rodzimych określeń, wprowadzając pewne nieścisłości w pojęciach.

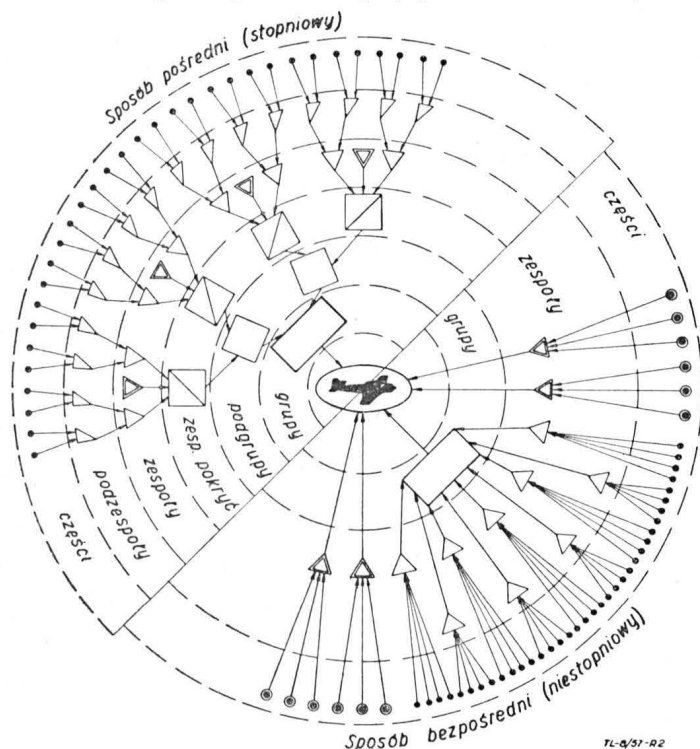
Typowe różnice w zespołowaniu wystąpią w zasadzie między ujęciem rysunkowym rozwiązań konstrukcyjnych dla produkcji jednostkowej i małych serii próbnych a ujęciem dla produkcji seryjnej (ponad 50 sztuk) względnie masowej. Dwa typowe sposoby składania i montowania samolotu przedstawia uproszczony schemat na rysunku 2.

Z tych dwu sposobów składania samolotu sposób pośredni (stopniowy) stosowany jest tam, gdzie wymagana jest większa zamiennność części — poza tym jest on ekonomiczniejszy pod względem zużycia czasu, dobry zatem w potokowym sposobie produkcji (seryjnej). Bezpośredni niestopniowy sposób składania stosowany jest tam, gdzie jest mała powierzchnia produkcyjna, wymaga on więcej czasu, jest mniej dokładny, wystarczający jednak w produkcji pojedynczej.

Co prawda najbardziej wnikliwe przewidywanie sposobu produkcji i wyniku stąd zespołowanie może spotkać się w praktyce ze zmianami, w zależności od sytuacji środków produkcyjnych i metod produkcyjnych zakładu wykonawczego i zakładów kooperujących, czyli od technologiczności konstrukcji (głębszą analizę tego zagadnienia podaje mgr inż. T. Sołtyk w artykule: „Z zagadnień technologiczności samolotu” — „Technika Lotnicza” 1/54).

Biorąc pod uwagę wszystkie te punkty widzenia należy przy opracowaniu rysunków wykonawczych przewidywać na każdym z nich osobny zespół wykonawczy, względnie pojedynczą część, przy czym w przypadku dokonywania na pewnym zespole czynności przez różne oddziały zakładu (lub przez inne zakłady kooperujące) należy rysować tę samą treść zespołu z uwzględnieniem tylko tych wymiarów i innych danych, które interesują dany oddział dokonujący odpowiedniej obróbki, składania lub montażu. I tak na przykład zespół, na który składa się korpus spawany, obrabiany mechanicznie, pokryty, uzupełniony w tapicerkę i wykonany oraz pokryty odpowiednio lakierami, powinien w zasadzie posiadać tyleż osobnych rysunków. W każdym z tych rysunków wystąpi ten sam zespół rysowany mniej lub więcej szczegółowo w zależności od tego, do jakiego celu służyć ma jego redakcja. Zespół taki, za każdym etapem wykonanych według odpowiedniego rysunku czynności, przechodzi w coraz to inaczej wyglądający przedmiot. Można wprowadzać tu też skrócone metody rysowania wymiarując na przykład podzespoły i części na rysunku zespołu w jego pierwszej fazie składania, jeśli nie przewiduje się osobnych rysunków wykonawczych dla tych części, jak to się zwykle stosuje w rysunkach prototypowych. Dotyczyć to może jednak zwykle części blacharskich i ślusarskich względnie stolarskich (w zespołach wykonywanych z drewna), natomiast części obrabiane mechanicznie przed składaniem lub montażem, powinny być zaopatrzone bezwzględnie w osobne rysunki ze względu na różny charakter pracy oddziałów wykonujących te części.

Należy zwrócić szczególną uwagę przy zespołowaniu na pewne typowe czynności technologiczne, które nie mają często dość ściśle ustalonego oznaczenia, a niejednokrotnie nie mają też ustalonych definicji, jakkolwiek są w istocie wyróżniane w praktyce fabrykacyjnej. Należą tu w pierwszym rzędzie: składanie zespołu z podzespołów i części oraz montaż zespołu w odpowiednim miejscu na jednostce wyższej. Składanie polega na wykonywaniu jednostki wyższej z jej części składowych (na przykład grupy wykonawczej kadłuba z podgrup, zespołów pokryć, zespołów szkieletu, podzespołów i części). Montaż polega na zamocowaniu jednej jednostki na drugiej dla jej skompletowania (na przykład podwozie na skrzydło czy kadłubie, zbiornik w skrzydło, silnik na ramie silnikowej, itp.). Składanie odbywa się na różnych oddziałach wytwórczych za pomocą pewnych procesów technologicznych takich jak: klejenie, lutowanie, spawanie, nitowanie (nierozłącznie) lub składanie za pomocą śrub, sworzni, kółków itp. (rozłącznie). Montaż natomiast jest czynnością, po której zespół jednostki wyższej staje się bardziej kompletny. Montaż odbywa się zwykle na specjalnych oddziałach lub stanowiskach odpowiednio do tego celu przygotowanych, przy udziale odpowiednich specjalistów oraz przy użyciu odpowiedniego materiału (jednorazowego użytku, jak zawlecзки, podkładki odginane, drut miękki itp.). Montaż dotyczy zwykle wszelkich instalacji (elektrycznej, hydraulicznej, pneumatycznej, urządzeń przeciwpożarowych, odłudzających itp.) oraz mechanizmów sterowniczych, jeśli chodzi o ich zamocowywanie na jednostkach celem kompletowania. Różni się poza tym prace montażowe: „imakowe”, wyko-



Rys. 2. Uproszczony schemat składania i montowania samolotu

jakimś rysunku zestawiono kilka zespołów i części celem wykazania np. ich łącznego kształtu względnie wymiarów, mimo że będą one łączone w grupę lub podgrupę wykonawczą według osobnego rysunku złożeniowego (np. zestaw segmentów żebra narysowany dla użytku oddziału wykonującego poszczególne segmenty, jak również dla użytku kontroli współzależnych wymiarów i kształtów obrysu). Zbiorem będzie natomiast można określić pewną liczbę części względnie zespołów o pewnych wspólnych cechach, na przykład należących do tej samej jednostki wyższej, wykonywanych w tym samym oddziale warsztatu itp. Być

nywane na oddziałach wytwórczych lub „stanowiskowe“, wykonywane na samolocie.

Wszelkie złożenia zespołów powinny być zaopatrzone w odpowiednie rysunki, nazwijmy je tu „złożeniowe“ (zwane zwykle mylnie: montażowe, zestawienia montażowe lub też zestawienia). Nazwy tych rysunków powinny pokrywać się z nazwami odpowiednich składanych zespołów, na przykład „wreга n-ta“, „górny zespół pokrycia kadłuba“, „grupa wykonawcza przednia kadłuba“, „kadłub“, itp.

Montaże wymagają również osobnych rysunków wyobrażających wyposażenie zespołów w odpowiednie agregaty z podaniem ich numerów, kształtów zewnętrznych, części montażowych i innych. Nazwy tych rysunków powinny być zgodne z nazwami zespołów z dodaniem rodzaju odpowiedniego wyposażenia, na przykład „podgrupa wykonawcza środkowa skrzydła przyczepnego wyposażona w instalację elektryczną“, „skrzydło przyczepne kompletne“, itp. W przypadku rysowania sposobu montowania konsoli podwieszającej dźwignię mechanizmu sterownic w skrzydle, nazwijmy rysunek ten „konsola mechanizmu sterowniczego klap — zamontowana“ (zamiast mylnie często stosowanej nazwy czynności „montaż konsoli...“) lub jeśli rysunek podaje wzajemne usytuowanie kilku konsoli podwieszanej lotki na dźwigarze: „dźwigar wyposażony w konsole...“ (względnie „dźwigar kompletny“, jeśli istotnie dźwigar ten nie posiada więcej zamontowanych agregatów).

Metodom zespołowania pomagają w pewnej mierze stosowane specjalne układy numeracji, wśród których nieliczne, oparte na układzie dziesiętnym, są stosowane do maszyn bardziej złożonych, jakimi są samoloty. Systemy numeracji stosowane z powodzeniem w przemyśle lotniczym opisane są wyczerpująco przez mgr inż. S. Lassotę w artykule „Numeracja rysunków samolotów“ („Technika Lotnicza“ nr 3/54 i 4/54).

Dla sprawdzenia złożonego systemu zespołowania służą poza tym stosowane również niejednokrotnie w przemyśle

lotniczym tak zwane „specyfikacje graficzne“ (zwane też popularnie „choinkami“) dające przejrzysty obraz współzależności zespołów oraz możliwość uwzględniania zmian zespołowania wprowadzanych przez technologów podczas wykonywania prototypu. Sposób ten opisany jest przez inż. Lange w artykule „Specyfikacja graficzna“ („Przegląd Mechaniczny“ nr 3/54). Niezwykle ważną pracą dla projektowania technologicznych procesów składania jest opracowanie „schematów składania“ podające porządek kompletowania, składania i montażów wszystkich części samolotu. Ważność ta wypływa z prędkości montażów i składania samolotu w porównaniu z prędkością wykonania reszty prac, które przedstawiają się następująco:

prace ślusarsko-montażowe	45%	30%
prace ślusarsko-złożeniowe	30%	25%
prace montażu ostatecznego (ze sprawd.)	20%	10%
prace blacharskie	10%	5%
prace obróbki mechanicznej	10%	5%
prace tapicerskie, wykończeniowe i lakiernicze	10%	5%

Z tych zrozumiałych powodów zespołowanie powinno zajmować znacznie więcej czasu podczas konstruowania aniżeli to się dzieje w biurach konstrukcyjnych budowy samolotów.

Równocześnie z rysunkową dokumentacją opracowuje się ewentualne instrukcje wykonawcze i warunki techniczne odbioru dla niektórych zespołów i części. Określają one wymienność części i związaną z tym kolejność wykonywania niektórych procesów (na przykład rozwiercanie otworów dla sworzni łączących zespoły podane technologicznym schematem składania i uzupełnione warunkami technicznymi, dotyczącymi tolerancji i innych wymagań co do wykończenia). Dla ogólnego montażu samolotu należy w tych dokumentach uwzględnić sposoby regulacji oraz sprawdzania mechanizmów i wyposażenia.

d. c. n.

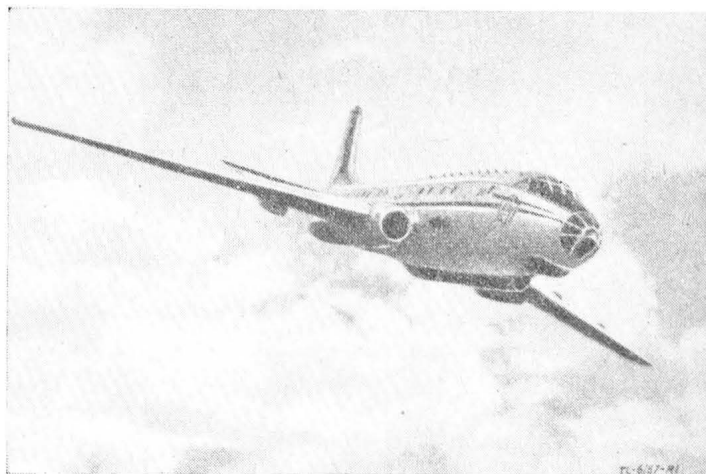
„Tu-104“

Wszyscy pamiętają te dni, gdy na lotnisku w Bemowie tysiące warszawiaków miały okazję oglądać przybyły na specjalne zaproszenie radziecki odrzutowy samolot komunikacyjny Tu-104. Pojawiły się wówczas tak w prasie codziennej, jak i w czasopiśmie fachowych różne opisy tego samolotu, podające najważniejsze dane techniczne, jak i możliwe wówczas do osiągnięcia wiadomości ogólne o jego konstrukcji, budowie i przeznaczeniu. Wiadomości te zaspokoili wówczas ciekawość większości zwiedzających, dla pracowników lotnictwa były jednak niewystarczające. Dlatego też, korzystając z ukazania się dalszych wiadomości o samolocie Tu-104, podane są poniżej: obszerniejsze zestawienie danych technicznych, jakie można było zebrać z różnych publikacji; opis techniczny samolotu oraz eksploatacyjne własności samolotu w powietrzu. Opis techniczny przetłumaczony został z czeskiego czasopisma „Křidla vlasti“, natomiast eksploatacyjne własności samolotu przetłumaczono z radzieckiego czasopisma „Гражданская авиация“. Oba te artykuły podane łącznie dla czytelników polskich uzupełniają w obszerniejszym zakresie wiadomości o samolocie Tu-104.

L. S.

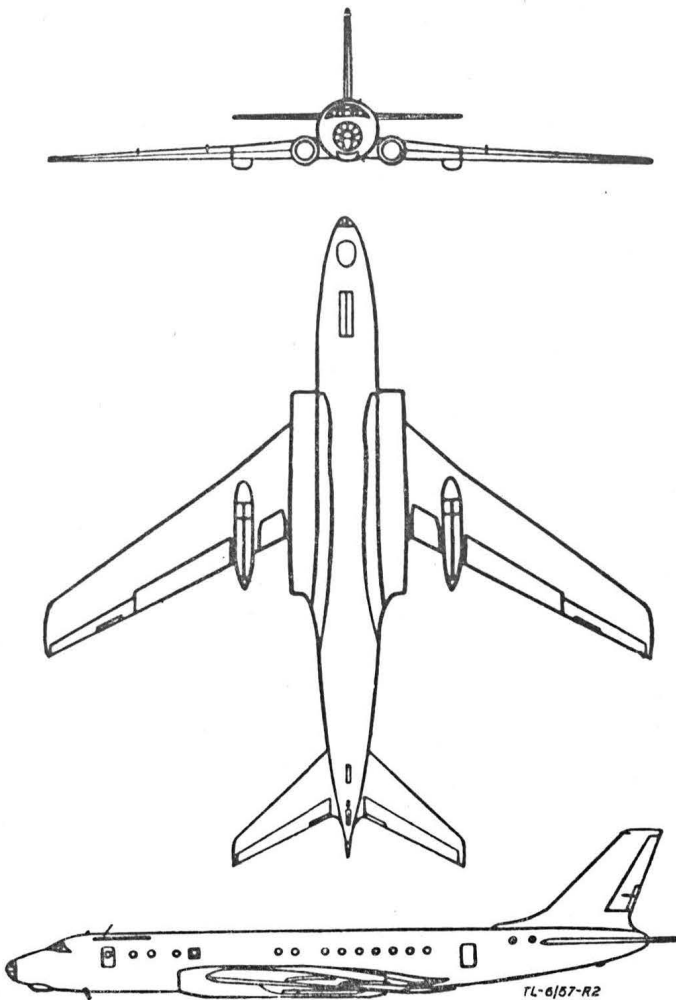
Dane techniczne samolotu Tu-104 konstrukcji prof. A. N. Tupolewa

Typ	wolnoośny dolnołat, metalowy, dwusilnikowy, pasażerski
Wymiary	skrzydło-rozpiętość 38 m
wydłużenie	8,2
powierzchnia nośna	176 m ²
grubość profilu u nasady	14%
na końcu	11%
kąt wzniosu	—5°
kąt skosu	35°
Kadłub — długość	41,5 m
średnica	3,4 m
wysokość całkowita	12,7 m
koła — ciśnienie w dętkach	7 atn
Ciężary — ciężar w locie	62200/64500 kG
samolot pusty	38000 kG
materiały pędne	18500 kG
załoga i wyposażenie do lotu	1000 kG
ciężar handlowy (użytkowy)	6500 kG
obciążenie powierzchni	366 kG/m ²
obciążenie ciągu	4,7 kG/kG
Silniki — turbodrzutowe, typ	M-209
ciąg maksymalny	2 × 6750 kG
pojemność zbiorników	31000 litr
zapas paliwa na przelot	22000 litr



Rys. 1. Tu-104 w locie

Osiągi — prędkość maksymalna	1000 km/godz.
prędkość przelotowa na wys. 10 000 m	800 km/godz.
pułap maksymalny	12000 m
wysokość nominalna przelotu	10000 m



Rys. 2. Samolot Tu-104 w rzutach

pułap z jednym silnikiem	4500 m
zasięg maksymalny	3800—5000 km
zasięg (według warunków ICAO)	2800—3200 km
czas wznoszenia na 11 000 m	15 min.
długość startu	1500 m
długość dobiegu	1150 m
Wyposażenie — kabina hermetyczna (do 10 000 m ciśnienie odpowiadające 3000 m)	
klimatyzacja pełna (temperatura +20°C)	
instalacja przeciwołodzienna (skrzydła, usterzeń, chwytów powietrza, oszkleń kabiny załogi)	
aparatura tlenowa indywidualna	
telefon wewnętrzny	
urządzenie do lądowania bez widoczności	
pilot automatyczny	
łączość radiowa	
urządzenie radiolokacyjne	
urządzenie radionawigacyjne	
Inne dane	
załoga	6 osób
pasażerów	50—70 osób

Tu-104 oczyma technika

J. Dejmek

Samolot wzorowany jest na średnim bombowcu CAGI 223 konstrukcji A. N. Tupolewa. Tu-104 ma takie same skrzydło, chowane podwozie i analogiczne usterzenia. Kadłub jest dostosowany do pomieszczenia podróżnych — w tym celu ma zwiększoną średnicę do 3,4 m. Wewnętrzny podział kadłuba jest wykonany podobnie jak w bombowcu. Przednia część pozostała bez zmiany, przy czym oszkłone pomieszczenie przeznaczone dla strzelca bombowego wykorzystane zostało w samolocie komunikacyjnym dla nawigatora.

Konstrukcja kadłuba jest bardzo prosta. Składa się z dziewięciu części, których podłużnice i czołowe wręgi są połączone na stałe. Kadłub bombowca jest z tyłu zakończony wieżyczką dla strzelca, natomiast samolot komunikacyjny ma kadłub zakończony ostrą krawędzią. Samolot ma chowaną hydraulicznie płożę, która w przypadku nieprawidłowego

ładowania chroni przed uszkodzeniem tylnej części kadłuba. Za nią znajdują się małe dwudzielne drzwiczki do komory, w której znajduje się spadochron hamujący, umożliwiający znaczne skrócenie długości dobiegu przy lądowaniu. Wszystkie nity pokrycia są wpuszczane, tak że powierzchnia jest zupełnie gładka. Pokrycie kadłuba składa się z dużych zespołów, nie przekraczających przy tym grubości 1,3 mm.

Ciężar w locie tak zwanej „wersji luksusowej“ równy jest 62 200 — 63 000 kG, „turystycznej“ natomiast — 64 000 — 64 500 kG (obciążenie użytkowe — podróżni i bagaż — wynosi 6 500 kG).

Skrzydło

W wyniku usunięcia miejsca zajmowanego przez strzelca bombowego, powstała możliwość przesunięcia skrzydła z położenia średniego w dolne. Dzięki temu powstała nad środkowym skrzydłem wolna przestrzeń na kabinę pasażerską oraz zwiększyło się bezpieczeństwo lądowania. W wyniku tej zmiany można było usterzenie poziome obniżyć i zamocować do kadłuba. Przy średnim położeniu skrzydła na bombowcu usterzenie poziome musiało być zamocowane na stateczniku pionowym w celu uniknięcia opływania go przez gorące gazy z silnika. Dzięki zmianie został zmniejszony ciężar statecznika pionowego, który nie musi być w tych warunkach wymiarowany na przeniesienie obciążenia od usterzenia poziomego.

Skrzydło ma duży kąt skosu ($\alpha = 35^\circ$), mimo że liczba Macha w locie nie osiąga nawet 0,85. Jest to środek umożliwiający zastosowanie grubych profilów oraz obniżenie ich krytycznej liczby Macha. Większa grubość skrzydła jest korzystniejsza wytrzymałościowo; dzięki temu skrzydło jest lżejsze, a przede wszystkim możliwe jest umieszczenie zbiorników paliwa, mechanizmów otwierania klap i tym podobnych. Skrzydło jest trójdźwigarowe. Zastosowano profile laminarne o maksymalnej grubości w 50% głębokości, grubość względna przy nasadzie skrzydła wynosi 14%, na końcu 11%. Rozpiętość około 38 m, geometryczna powierzchnia skrzydła równa jest 176 m². Płaszczyznę nośną skrzydła jest trudno określić ze względu na umieszczenie na skrzydłach gondol silnikowych i gondol podwozia. Obciążenie skrzydła przy starcie wynosi 366 kG/m². Kłapy do lądowania są szczelinowe wysuwane; są one podzielone gondolami podwozia na dwie części. Nie sięgają gondol silnikowych ani pod kadłub. Skos krawędzi natarcia jest znacznie większy przy kadłubie, zmniejsza się natomiast w częściach skrajnych, co ma dodatni wpływ na przesunięcie środka ciężkości skośnych części skrzydła do przodu oraz na wzrost krytycznej liczby Macha w części przykadłubowej. Skrzydło ma mały ujemny kąt wzniosu (około -5°). Wykonane jest bardzo dokładnie, a powierzchnia jest bardzo gładka, co ma dodatni wpływ na osiągi. Ster kierunkowy i wysokościowy jest zaopatrzone w kłapki wyważające. Lotki mają małe kłapki odciążające. Uruchamianie nie jest całkowicie zmechanizowane, przy czym zastosowano częściowe odciążenie serwomechanizmem hydraulicznym.

Silniki

Dużo dyskutowano o tym, czy dogodniejsze będzie zastosowanie dwóch czy też czterech silników odrzutowych, jak to ma miejsce w większości amerykańskich i angielskich samolotów tego typu. W przypadku Tu-104, który jest wyposażony w dwa duże silniki przelotowe M 209 ze sprężarką osiową, każdy o ciągu 6750 kG — jest korzystniejszy układ dwusilnikowy. Chodzi o wypróbowanie jednostki napędowej, stosowanej przez dłuższy czas do średnich bombowców. Ciąg dla samolotów pasażerskich wynosi 83% ciągu wersji wojskowej, co zwiększa bezpieczeństwo oraz trwałość silników. Poza tym koncepcja dwusilnikowa jest dogodniejsza z punktu widzenia ciężaru paliwa i jego zużycia, w porównaniu do czterosilnikowej. Silniki M 209 mają o wiele większy ciąg od jakichkolwiek silników odrzutowych, stosowanych w Anglii lub USA. Tylko silniki doświadczalne krajów zachodnich osiągają podobny ciąg, jednakże silniki te w ruchu osiągają maksymalnie 4500 — 5500 kG.

W czasie pracy tylko jednego silnika samolot może lecieć z pełnym obciążeniem osiągając wysokość 4500 m. Wpływ asymetrii ciągu jest mały na skutek dogodnego umieszczenia silników w pobliżu kadłuba. Znajdują się one w gondolach o długości 11,5 m i średnicy 1,5 m. Silniki są umieszczone w tylnych częściach gondol i wystają poza nośną konstrukcję skrzydła. Wlot do silnika jest pod właściwym skrzydłem, wylot zaś przechodzi przez konstrukcję nośną.

Straty spowodowane długim wlotem są wyrównywane krótką rurą wylotową o długości 90 cm.

Zużycie paliwa na trasie 3200 km wynosi około 27 000 litrów. Całkowita pojemność zbiorników paliwowych wynosi 31 000 l. Napełnianie zbiorników odbywa się poprzez dwa otwory, znajdujące się u góry na skrzydle. Szybkość napełniania — 1150 litrów na minutę.

Podwozie

Podwozie jest układu trójkołowego, waży zaś poniżej 5% całkowitego ciężaru samolotu. Podwozie przednie o dwóch kołach jest sterowane i zaopatrzone w tłumik drgań koła, które powstają przy określonej prędkości kołowania. Podwozie przednie chowa się do tyłu. Główne podwozie jest czterokołowe, chowane w specjalnych gondolach znajdujących się w spływowej części skrzydła. W wyniku tego całe skrzydło może być wykorzystane do umieszczania zbiorników paliwowych. Po wysunięciu gołeni podwozia tylne drzwiczki podwozia zamykają się, na skutek czego zmniejsza się opór oraz zapobiega się przedostawaniu do tych części błota, kamieni itp. Ciśnienie w oponach równe jest 7 atn.

Kabina

Kabina dla pasażerów dzieli się na dwie do czterech części; obicia są w kolorach Aeroflotu, to jest w popielatym i niebieskim kolorze. Kabiny wewnątrz wyłożone są drewnem. Przed kabiną właściwą znajdują się dwa salony ośmiomiejscowe, z jadalnią lub salą konferencyjną nad środkową częścią skrzydła; znajdują się tam cztery fotele i stół. Duża, tylna kabina ma trzydzieści miejsc po cztery w jednym rzędzie, bufet oraz w głębi przechowalnię bagaży i toalety. Kabina samolotu jest całkowicie ciśnieniowa. Różnica ciśnienia, które panuje w kabinie w porównaniu do zewnętrznego ciśnienia, wynosi 0,5 atn (na wysokości 10 km panuje w kabinie ciśnienie odpowiadające wysokości 2400—3000 m).

Dla wysokości ponad 10 km, a nawet poniżej tej wysokości, według potrzeby pasażerów stosuje się tlen, który jest doprowadzany do każdego miejsca siedzącego, przy czym każdy pasażer może sam regulować dopływ tlenu. W ten sposób zwiększa się cząstkowe ciśnienie tlenu w płucach, od którego zależy w znacznej mierze czynność organów oddechowych. Pobyt w kabinie jest przyjemny. Hałas nieznaczny dzięki dobrej izolacji dźwiękowej. Poważny wpływ na zmniejszenie hałasu ma również przegroda tłumiąca od strony tylnej części kadłuba.

Interesujący jest fakt, że ten samolot radziecki jako pierwszy ma drzwi wejściowe dla podróżnych po lewej stronie, w odróżnieniu od dotychczasowych radzieckich samolotów transportowych, gdzie wejście znajduje się po prawej stronie. Ta różnica w konstrukcji oznacza, że samolot był konstruowany z myślą o rynku międzynarodowym i o lotach na liniach zagranicznych. Drzwi są podłużne z zaokrąglonymi narożnikami. Okna są okrągłe ze sztywnymi ramami. Po każdej stronie kadłuba znajduje się 13 okien, poza tym są dwa po prawej stronie nad skrzydłem i trzy po lewej stronie sufitu. Siedem okien (3 na lewo i 4 na prawo) są zamontowane w kwadratowych wyjściach awaryjnych.

Załoga samolotu składa się z dwóch pilotów, radiotelegrafisty, nawigatora, mechanika pokładowego i stewardesy. Tak zwana wersja „luksusowa” może zabrać 50 podróżnych, a „turystyczna” — 70—80.

W wyposażenie samolotu

Samolot ma bogate wyposażenie radiowe i radarowe. Większość przyrządów jest dublowana ze względu na bezpieczeństwo. Na tylnej części pod kadłubem jest zamocowany radiowysokościomierz dla wskazania rzeczywistej wysokości. Antena kierunkowa jest umieszczona w górnej części statecznika pionowego. Poza tym samolot jest wyposażony w elektrostacyjne urządzenia rozbrajające. Oczywiście samolot posiada również pilota automatycznego. Hamulców aerodynamicznych nie ma. Zmniejszenie prędkości osiąga się za pomocą wysunięcia podwozia. Konstrukcja samolotu jest — o ile to jest możliwe przy takim samolocie — bardzo prosta w porównaniu do podobnych samolotów z Zachodu, to samo jeśli chodzi o wyposażenie. Samolot jest wyposażony w sposób rozsądny we wszelkie nowoczesne urządzenia, potrzebne dla bezpiecznego lotu. Jest przy tym komfortowy, ma dobrze rozwiązana konstrukcję, a urządzenie kabiny pasażerów jest bez zarzutu. Tu-104 jest bardzo szybkim samolotem pasażerskim, jest

łatwy w prowadzeniu, bardzo wygodny i zapewniający bezpieczny lot. Nie ma też specjalnych wymagań co do lotniska, czy to chodzi o długość pasa startowego, czy też jego nośność. Rzeczywista prędkość przelotowa wynosi 800—900 km/godz., maksymalna — 1000 km/godz., wysokość przelotowa 10 000—12 000 m, maksymalny zasięg 4500—5000 km, długość startu 1400—1600 m, długość lądowania 1100—1200 m.

Eksplatacja samolotu Tu-104 w powietrzu

S. Rieszkow

Specyficzne cechy eksploatacji samolotu Tu-104 w powietrzu uwarunkowane są posiadaniem silników turboodrzutowych, szerokim zakresem prędkości, wysokością lotu, dużym zapasem energii, kształtem skrzydła i usterzenia w skos, konstrukcją podwozia i dużym jednostkowym obciążeniem skrzydła.

Kolejno rozpatrzone będą elementy eksploatacji Tu-104 w powietrzu, rozpoczynając od rozruchu silników, kołowania i startu, do lądowania włącznie.

Rozruch silników. Kapitan statku włączyszyszy zasilanie prądem automatyki regulacji paliwa, rozruchu silników i zaworów zasilania paliwem, naciska włącznik rozruchu i zwalnia go. Cały dalszy przebieg rozruchu odbywa się automatycznie. Rozrusznik turbinowy rozpędzany jest silnikiem elektrycznym, następuje jego rozruch, następnie



Rys. 3. Kolejne fazy startu

osiąga on obroty robocze, za pomocą sprzęgła hydraulicznego następuje sprzęgnięcie rozrusznika z wałem silnika oraz rozpędzanie wału. W tym momencie zostaje podane do komór spalania paliwo rozruchowe i prąd do świec zapłonowych. Następuje rozruch silnika, przejście na robocze paliwo, rozrusznik zaś zostaje wyłączony. Cały przebieg rozruchu kontrolowany jest przez załogę, która śledzi obroty wału silnika i temperatury gazów rozrusznika turbinowego i silnika.

Kołowanie. Na samolocie Tu-104 zamontowane są turbodrzutowe silniki blisko boków kadłuba. Dlatego też dla wykonania zwrotów nie jest wskazane postępowanie się zmianą obrotów silników. Kołowanie ułatwione jest w ten sposób, że pilot steruje przednią gołenią podwozia za pomocą wolantu. Hamulce używa się tylko dla zmniejszenia prędkości kołowania przed zwrotami i w razie konieczności zatrzymania samolotu. W wyjątkowych przypadkach można kołować na jednym pracującym silniku.

Start. Na startowym zakresie pracy silników samolot wykonuje rozbieg początkowo na trzech kołach, następnie zaś na głównych, odrywa się od ziemi i płynnie zwiększa prędkość i wysokość z nieznacznym wytrzymaniem przed wznoszeniem (rys. 3). Ruchy koła sterowego w czasie startu są płynne, siły na kole sterowym są nieduże. Dla pilotów, którzy już latali na samolotach z przednim kołem podwozia, opanowanie startu nie przedstawia trudności.

Charakterystyka startu samolotu Tu-104 znacznie się różni od charakterystyk startowych samolotów z silnikami tłokowymi. Powodem różnic jest to, że profil skrzydła samolotu odrzutowego obliczany jest dla dużych wielkości Ma_{kryt} , profile zaś posiadają mniejsze maksymalne współczynniki nośności $c_{z max}$, a więc również mniejsze c_z oderwania od ziemi w porównaniu do zwykłych profili. Obrys skrzydła w strzałę też zmniejsza wielkość $c_{z max}$. Prócz tego skrzydło takie nie znajduje się w strumieniu zaścigowym, co też obniża $c_{z max}$ około 10...15%. Poza tym obciążenie jednostkowe powierzchni skrzydła nowego samolotu pasażerskiego jest znacznie większe w porównaniu z dotychczasowymi. Wszystkie te czynniki zwiększają prędkość oderwania od ziemi i długość rozbiegu samolotu Tu-104.

Na skutek dużego zapasu energii, to znaczy dużego ciągu przypadającego na jednostkę ciężaru samolotu, wykonuje on rozbieg ze znacznym przyspieszeniem, które odczuwa się jako ciśnienie na plecy (dla siedzących twarzą w kierunku lotu). Po oderwaniu się od ziemi samolot szybko nabiera prędkości i wysokości. Dlatego, ażeby do chwili schowania

podwozia i zamknięcia klap prędkość lotu nie przekraczała 380—400 km/godz., należy dławić silnik.

Z powodu dużych prędkości lotu i promieni zakrętów, trasa lotu w rejonie lotniska jest zbliżona do trasy lotów w chmurach samolotów typu Li-2 i Il-12. Dlatego w lotach nad lotniskiem zawsze należy używać łączności radiowej. W wyznaczeniu trasy lotu pomagają nawigator, który posługuje się busolami radiowymi i urządzeniem radarowym, dając potrzebne wskazania kapitanowi statku.

W czasie zakrętów odczuwa się wpływ momentów hamujących, które powstają wskutek przeciwdziałania mas powietrza odchylanych znacznymi powierzchniami samolotu. Wraz ze zwiększeniem wysokości lotu, na skutek spadku gęstości powietrza, zmniejszają się momenty hamujące oraz polepsza się sterowność samolotu.

Duża odległość znacznych mas od środka ciężkości samolotu wywołuje duże momenty bezwładności, które pogarszają sterowność.

Przelot. Duża prędkość wznoszenia samolotu umożliwia szybkie wzniesienie się na wysokość przelotu równą rzędu 10 000 m i wyjście poza granicę głównej strefy chmur, chociaż i na tej wysokości często trafiają się chmury powodujące oblodzenie i zjawisko burzliwej atmosfery. W czasie wznoszenia się wzrasta prędkość rzeczywista i liczba Ma lotu. Na wysokości przelotu prędkość lotu równa jest około 800 km/godz.

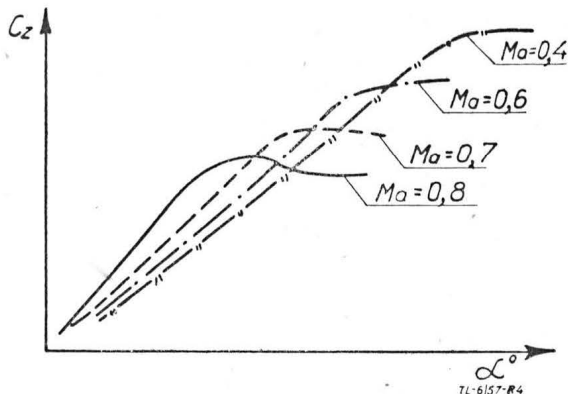
W czasie lotu po trasie samolot jest łatwo sterowny. Sterowanie można przekazać na pilota automatycznego. Należy jednak pamiętać, że na wysokości przelotowej samolot posiada mniejszy zapas nośności w przypadku wystąpienia obciążeń (np. burzliwej atmosfery) i szybciej następuje oderwanie strug.

Ze zwiększeniem wysokości lotu wzrasta liczba Ma lotu, a ze wzrostem liczby Ma zmniejsza się maksymalny współczynnik siły nośnej. Stosunek $c_{z\ max}$ do c_z lotu zmniejsza się, to znaczy zmniejsza się dopuszczalny stopień obciążenia.

O możliwości oderwania strug przy większych c_z może pilot wnioskować na podstawie pojawienia się trzepotania samolotu (rys. 4). Dopuszczalne przy tym maksymalne obciążenia można przedstawić wzorem:

$$m_{dop} = \frac{c_z\ trze\ \dot{s}}{c_z\ lotu}$$

gdzie m_{dop} — dopuszczalne obciążenie.

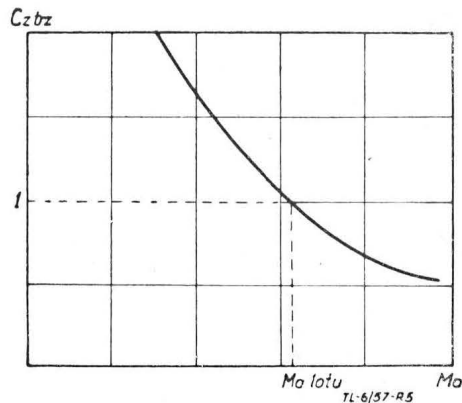


Rys. 4. Zależność współczynnika c_z od kąta natarcia skrzydła ze skosem przy różnych liczbach Ma

Z podanej zależności wynika, że c_z trzepotania zmniejsza się z wysokością, natomiast c_z lotu pozostaje w przybliżeniu stałe, to znaczy dopuszczalne obciążenia zmniejszają się. Prócz tego na większych wysokościach dla wywołania siły nośnej równej ciężarowi samolotu niezbędna jest większa prędkość z powodu zmniejszenia $c_{z\ max}$ aniżeli przy ziemi, to znaczy minimalne prędkości lotu zwiększają się. Należy o tym pamiętać wykonując lot na wysokości przelotowej.

W czasie przejścia z lotu prostoliniowego w krzywoliniowy możliwe jest wyjście samolotu na takie kąty natarcia, na których powstaje trzepotanie (c_z trzepotania) przy stosunkowo dużych prędkościach. Wtedy obciążenie wzrasta tyle razy, ile razy zwiększa się współczynnik siły nośnej. Na przykład, jeśli współczynnik c_z w locie równy jest 0,5, a obciążenie w zakręcie wzrosło podwójnie, to i c_z wzrosło do 1. Mając wykres zależności c_z trzepotania od liczby Ma

lotu, można określić dopuszczalne obciążenie przy danej liczbie Ma lotu. Na przykład, jeśli $c_z = 1$ będzie leżeć na krzywej, to oznacza to, że obciążenie 2 dla danej liczby Ma lotu jest granicznie dopuszczalne (rys. 5).



Rys. 5. Wykres zależności c_z trzepotania od liczby Ma

Samolot Tu-104 posiada znaczny zapas podłużnej stateczności statycznej, co zabezpiecza przed nagłym przejściem na duże kąty natarcia, na których powstają niebezpieczne obciążenia lub zachodzi przepadanie samolotu.

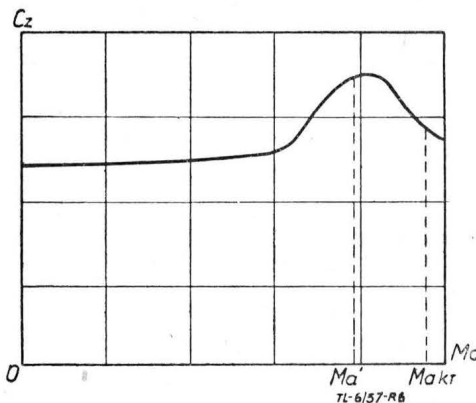
Momenty aerodynamiczne tłumiące, momenty bezwładności i momenty statycznej stateczności przeciwdziałają zmianom obciążeń, to znaczy nadają samolotowi stateczność pod względem obciążenia.

Sterowność samolotu tym jest lepsza, im szybciej lub im większe obciążenia może wywołać pilot, posługując się sterem wysokości lub na odwrót — czym szybciej może on zahamować powstające niewłaściwe ruchy samolotu (na przykład w czasie burzliwej atmosfery).

Ważnym wskaźnikiem podłużnej sterowności samolotu i stateczności jego pod względem obciążenia jest siła, którą powinien przyłożyć pilot dla uzyskania zmiany obciążenia o jednostkę. Jeśli samolot wyważony jest pod względem sił, to znaczy, że siły na sterownicy są równe zero, obciążenie równe jest 1, a dla wywołania obciążenia 2 pilot musi wywołać określone siły, to siły te charakteryzują tak sterowność, jak i zapas stateczności pod względem obciążenia. Siły te w przypadku samolotu Tu-104 są na prędkościach przelotowych znaczne, można więc uważać, że samolot posiada wystarczającą stateczność.

Ze zwiększeniem wysokości lotu, na skutek zmniejszenia gęstości powietrza i momentów hamujących oraz przy przesunięciu środka ciężkości do tyłu, zmniejszają się siły niezbędne do wywołania jednostki obciążenia, ponieważ potrzebne jest do tego mniejsze wychylenie steru wysokości.

Przy zwiększeniu prędkości lotu i zbliżeniu jej do V_{kr} siły niezbędne dla wywołania jednostki obciążenia wzrastają do wielkości przekraczających możliwości pilota. Tę cenną właściwość, która zabezpiecza samolot przed nieprzewidzianym przejściem na niebezpieczne kąty natarcia, można wyjaśnić przede wszystkim tym, że pod wpływem ściśłości powietrza wyważenie neutralne przesunęło się do tyłu. Właściwość ta charakteryzuje też wzrost zapasu stateczności pod względem wzrostu obciążenia.



Rys. 6. Zależność współczynnika c_z skrzydła ze skosem od liczby Ma w przypadku stałego kąta natarcia



Rys. 7

Ze wzrostem prędkości aż do V_{kr} siły działające na sterownicę łatwo można zmniejszyć za pomocą klapki wyważającej steru wysokości.

Przy prędkościach bliskich V_{kr} następuje odwrotna reakcja przechylenia spowodowana wychyleniem steru kierunkowego, którą można wyjaśnić szczególną zależnością współczynnika c_z od liczby Ma i wielkości skosu skrzydła. Wychylenie nogi w takim przypadku powoduje ślizg samolotu i zwiększenie efektywnej prędkości V_{ef} skrzydła wyprzedzającego. Na podstawie rys. 6 widać, że przy Ma lotu nieco większej od Ma' wzrost V_{ef} powoduje zmniejszenie współczynnika c_z i siły nośnej skrzydła wyprzedzającego. A więc samolot przechylił się na to skrzydło, to znaczy powstanie odwrotne działanie.

Dla powstania jednak odwrotnego działania samolot winien znajdować się w zakresie prędkości zbliżonej do V_{kr} . Dla wychylenia steru kierunku przy takiej prędkości należy użyć bardzo duże siły z powodu znacznej stateczności kierunkowej. Dlatego też wpływ odwrotnego działania na lot samolotu transportowego jest nieduży.

Samolot Tu-104 posiada dużą stateczność kierunkową, dlatego zakręty w zakresie prędkości przelotowych wykonuje się zasadniczo lotkami. Lot z odchyleniem kierunkowym wymaga dużych sił na sterze kierunkowym, o wielkości przy liczbach Ma bliskich Ma_{kr} dochodzących do 100 kG na jeden stopień odchylenia.

Zwiększona stateczność poprzeczna samolotu Tu-104 pogarsza jego sterowność, dlatego też w czasie burzliwej atmosfery ma on tendencję do przewalania się ze skrzydła na skrzydło, co zmusza do wykonywania lotu w warunkach burzliwej atmosfery na zwiększonych prędkościach.

Schodzenie z wysokości do lądowania Tu-104 rozpoczyna jedynie po otrzymaniu pełnej informacji i zezwolenia służby ruchu lotniska docelowego, by uniknąć oczekiwania na lądowanie na małej wysokości, gdzie zużycie paliwa w silnikach turboodrzutowych jest 2–3 razy większe. Lot na małej wysokości jest niewygodny i winien być skrócony do minimum.

Kabina hermetyczna umożliwia obniżanie się z prędkością pionową powyżej 10...15 m/sek. oraz szybkie przechodzenie strefy oblodzenia i burzliwej atmosfery.

Samolot Tu-104 posiada doskonale urządzenia przeciwoblodzeniowe skrzydła, usterzeń, chwytów powietrza do silników oraz oszklenia kabin pilota i nawigatora. Obniżając się przez strefę oblodzenia załoga nie potrzebuje obawiać

się zamarzania przednich szyb i pogorszenia aerodynamiki skrzydła.

Samolot przechodzi od dużych prędkości lotu do małych stopniowo, gdyż posiada on dużą bezwładność i do chwili otwarcia podwozia i klap ma małe opory czołowe. Dlatego też dla zmniejszenia prędkości lotu do takiej, przy której dopuszczalne jest otwarcie podwozia, wymagany jest pewien okres czasu.

Podejście do lądowania wykonuje się przy użyciu zwykłych urządzeń lądowania bez widoczności, radiolaterni kierunku i wysokości lub według poleceń dyspozytora urządzenia radiolokacyjnego do lądowania. Dużą pomoc w czasie lądowania może okazać nawigator mający dobrą widoczność pionową do dołu. W jego też kabine znajdują się urządzenia radiolokacyjne.

Po otwarciu podwozia i klap w locie na małych prędkościach samolot staje się miękki w prowadzeniu. Sterowność jego zmniejszając duże momenty bezwładności i dużą stateczność poprzeczna. Pilot musi dokładnie zwracać uwagę na powstanie przechyleń dla utrzymania kierunku na prostej podejścia do lądowania. Pilot dla uniknięcia rozkołysania samolotu winien wykonywać potrójne ruchy kołem sterowym (lotkami): pierwszy — dla przekazania samolotowi impulsu siły, wyprowadzającej go z przechylenia; drugi — dla uniknięcia obrotu około osi podłużnej; trzeci — powrót koła sterowego w położenie neutralne w momencie ustania obrotu i usunięcia przechylenia.

Podejście do lądowania wykonuje się na obrotach silnika dużych w porównaniu z minimalnymi, dla umożliwienia szybkiego uzyskania maksymalnych obrotów w razie przejścia do powtórnego lądowania. Mimo znacznego czasu przejścia silników odrzutowych na maksymalne obroty, wykonanie powtórnego podejścia do lądowania na wysokości 50 m jest zupełnie dopuszczalne. Samolot bardzo powoli wytraca prędkość, gdyż posiada duży ciężar w czasie lądowania. Duża doskonałość aerodynamiczna i znaczny nadmiar ciągu umożliwiają przejście do lądowania powtórnego nawet bez chowania podwozia.

Przy wyrównywaniu do lądowania i przy wytrzymywaniu przy podejściu samolot jest dobrze czuły na ruchy steru wysokości. Sterownicą należy wykonywać drobne płynne ruchy, ażeby przy lądowaniu uniknąć „wyskakowania“ samolotu. Samolot nie ma też skłonności do wykonywania koźłów.

Przednie wyważenie powoduje, że ster wysokości nie wystarcza do przejścia na kąt natarcia do lądowania, dlatego też w momencie siadania wyważenie nie powinno przekraczać granic podanych instrukcją eksploatacji.

Długość dobiegu samolotu Tu-104 jest znacznie większa w porównaniu z samolotami Li-2 i Il-12, na skutek dużego obciążenia jednostkowego skrzydła o obrysie w strzałę i małych oporów czołowych.

Dla uniknięcia znoszenia bocznego wprowadza się na ostatniej prostej podejścia poprawkę kursu, a przed zetknięciem z ziemią należy dać nogę w kierunku znoszenia, ponieważ wykonanie ślizgu wymaga znacznej siły na sterze kierunkowym. Kierunek w czasie dobiegu utrzymuje się za pomocą hamulców, zmniejszając hamowanie tych kół, w kierunku których samolot chce zakręcać. Stosowanie takiego sposobu nieco zwiększa długość dobiegu. Samolot Tu-104 wyposażony jest w automaty hamowania, które skracają długość dobiegu, umożliwiając stosowanie hamulców od chwili dotknięcia ziemi. Niebezpieczeństwo zerwania opon nie istnieje.

Lot na jednym silniku. W przypadku zatrzymania jednego z silników na wysokości przelotu, dalszy lot wykonuje się z obniżeniem do wysokości 5000...5500 m. W tym przypadku zwiększy się czas lotu do miejsca przeznaczenia. W locie na jednym silniku samolot prawie nie wykazuje skłonności do zakręcania, nie powstają też trudności w pilotowaniu. Niezależnie od temperatury otaczającego powietrza rozruch silnika zatrzymanego w locie jest prosty i całkowicie pewny.

Zatrzymanie silnika w czasie startu zwiększa długość startu i powoduje konieczność lądowania na tym samym lotnisku lub na najbliższym. Jeśli konieczne jest zmniejszenie ciężaru do lądowania, załoga może wypuścić paliwo lub zużyć je w dłuższym locie na małej wysokości.

W celu szybkiego opanowania nowego samolotu pasażerskiego przez pilotów lotnictwa cywilnego, winni oni poznać dokładnie jego konstrukcję, aerodynamikę, wyposażenie, pracę wszystkich instalacji i automatycznych urządzeń istniejących na samolocie.



nasz REPORTAŻ

Mgr inż. LESZEK DULĘBA

Uwagi o brytyjskich samolotach komunikacyjnych (z notatnika podróży na Wystawę w Farnborough 1956 r.)

Autor uczestniczył we wrześniu 1956 r. w wycieczce polskich inżynierów lotniczych do Anglii, z okazji Wystawy Lotniczej w Farnborough, organizowanej corocznie przez Zrzeszenie Angielskich Przemysłowców Lotniczych. Uwagi dotyczą spostrzeżeń z lotów pasażerskich, odbytych samolotami linii angielskich, ogólnych wrażeń o Wystawie oraz pokrótce o wystawionych tam samolotach komunikacyjnych.

Uważamy, że opublikowanie tych na gorąco spisywanych wrażeń konstruktora, zainteresowanego projektowaniem samolotów komunikacyjnych, może być przydatne dla naszych czytelników, rekrutujących się spośród konstruktorów i użytkowników sprzętu lotniczego oraz studiujących te zagadnienia słuchaczy Wydziału Lotniczego P. W.

Milcząc zakładamy, że Czytelnicy nasi mieli możliwość zapoznać się dokładnie ze sprzętem, o którym Autor podaje charakterystyczne spostrzeżenia, z dostępnych u nas sprawozdań i opisów szczegółowych, krajowych i zagranicznych; zamieszczone uwagi będą mogły być wtedy w pełni zrozumiałe i wykorzystane.

Spostrzeżenia z podróży samolotem

a. Zwraca uwagę aż nadmierna dbałość o komfort pasażerów. Przy przelotach nawet jednogodzinnych podawane są gorące posiłki. Linie angielskie BEA ofiarowują pasażerom atlasik z mapkami przelatywanych tras, itp.

b. Samolot *Viscount* z czterema silnikami turbośmigłowymi *Dart* nie jest cichszy i bardziej pozbawiony drgań niż dobrze uciszone samoloty z silnikami tłokowymi. W niektórych punktach kabiny zachodzą bardzo nieprzyjemne i męczące drgania wysokiej częstotliwości.

c. Pokrycie samolotu *Viscount* już przy obciążeniach poniżej $m = 1$ faluje się bardzo silnie, głębokość fal można oceniać na 5 do 10 mm. Sfalowania te występują jeszcze przed oderwaniem samolotu od ziemi, w czasie lotu nawet przy „rzucaniu“ nie zmieniają się w sposób widoczny, znikają zaś po wylądowaniu.

d. Długie czasy dojazdu autobusem na lotnisko i czas załatwiania formalności (przejazd w Londynie trwa 1 godz. 15 minut i czekanie na lotnisku — 30 min.) w znacznym stopniu zmniejszają korzyści z dużej prędkości lotu (czas przelotu Londyn — Amsterdam wynosi 1 godzinę przy prędkości 500 km/h).

e. Przeloty na znacznych wysokościach (około 7500 m) zapewniają nie męczący lot bez „rzucania“ i kołysania. Wymaga to kabiny ciśnieniowej i opłaca się przy przelotach dłuższych ponad 2 godziny.

Uwagi ogólne o Wystawie i pokazie

a. Uderza na Wystawie ogromna liczba stoisk przemysłu pomocniczego. Ponad 300 wystawców wzięło udział. Widać olbrzymi wysiłek wytwórców elementów pomocniczych dla dostarczenia jak najdoskonalszych wyrobów. Począwszy od drobnych elementów jak zapinki do osłon, a kończąc na wyposażeniu radiowym — wszystko przemysłane, aby przy jak najmniejszym ciężarze spełniało jak najlepiej swoje zadanie. Wszystkie te wyroby zaoferowane są konstruktorom samolotów za pomocą wyczerpujących katalogów, cenników, opisów itp.; wszystkie te materiały ułatwiają zarówno właściwy wybór, jak i bezzwłoczną dostawę zamówionych wyrobów.

b. Widać, że wysoka jakość angielskich samolotów jest osiągnięta wieloletnim udoskonalaniem samolotów wprowadzonych do użytku oraz dość długim okresem udoskonalania prototypu przed oddaniem go do użytku. Na pokazie był tylko jeden samolot (*N 113*), który nie był demonstrowany w poprzednich latach, a wiele samolotów obecnie używanych jako seryjne i demonstrowanych z różnymi nowo wprowadzonymi udoskonaleniami były pokazywane już w roku 1951.

c. Samoloty o silnikach dużej mocy przechodzą na napęd turbinowy, silniki tłokowe nie dochodzą mocy 900 KM. Za największą rewelację pokazu uważam silniki turbośmigłowe *Tyne Rolls-Royce'a* i *Orion Bristola*, o mocach

ponad 4000 KM. Zużycie paliwa tych silników jest rewelacyjnie niskie, około 180 G/KM h, przy czym silniki te do znacznej wysokości nie tracą mocy.

Samoloty komunikacyjne

W pokazie brało udział sześć samolotów komunikacyjnych cywilnych i dwa transportowe wojskowe oraz dwa pasażerskie śmigłowce. Prócz tego na Wystawie były dwa samoloty komunikacyjne i modele względnie prospekty jeszcze trzech samolotów i jednego zmiennopłata (konwertoplana).

Rozmaitość samolotów jest olbrzymia, zwraca uwagę duża liczba samolotów komunikacyjnych małych. Widać tendencję stosowania samolotów czterosilnikowych zarówno małych, jak i średnich, dużych zaś wyłącznie czterosilnikowych.

1. Samoloty lekkie do przewozu niewielkiej liczby pasażerów na niezbyt duże odległości:

a) *Dove* — najstarszy z lekkich samolotów (11 lat temu ukazał się w Farnborough), o miniaturowych wymiarach, wciąż budowany z rozmaitym wyposażeniem jako samolot komunikacyjny lub dyspozycyjny. Wykonano około 500 sztuk.

b) *Heron* — nieco większy od *Dove'a*, identycznej konstrukcji i bardzo zbliżonych kształtach, ale czterosilnikowy. Dzięki czterem silnikom wzrasta znacznie bezpieczeństwo startu w razie zatrzymania jednego silnika, gdyż traci się wtedy tylko czwartą część mocy, a nie połowę jak przy samolotach dwusilnikowych. Dzięki temu bez powiększenia powierzchni samolotu i straty prędkości można przy tej samej mocy i kosztach eksploatacji zabrać znacznie większy ciężar handlowy.

c) *President* — dwusilnikowy samolot nieco większy od *Dove'a*. Kosztem znacznie dłuższego startu osiągnięto lepszy stosunek ciężaru użytecznego do mocy silnika przy nieco większej prędkości, co wykorzystano w celu otrzymania dużego zasięgu.

d) *Pembroke C1* — wojskowa wersja transportowa samolotu *President*, znacznie starsza od *Presidenta*, dokładnie wypróbowana.

e) *Twin Pioneer* — samolot przystosowany do niezmiernie krótkich lotnisk, ale kosztem bardzo niewielkiej prędkości przelotowej i małego ciężaru użytecznego, odbijającego się na niewielkim zasięgu przy stosunkowo dużym ciężarze własnym. Krótki start wydaje się bardzo drogo zapłacony.

1. Samoloty średniej wielkości dla średnich i krótkich odległości:

a) *Herald* — samolot czterosilnikowy, każdy silnik (tłokowy) o mocy 870 KM, a więc w zakresie dotąd nie opawanym przez turbiny. Zwiększone bezpieczeństwo startu i zysk na udźwigu wyjaśniono przy omawianiu *Heron'a*. Stosunkowo krótki start i dość znaczny ciężar handlowy osiągnięto pewnym ograniczeniem prędkości przelotowej.

Samolot zapewnia pełny komfort pasażerom z kabiną ciśnieniową włącznie. Okres dojrzwania prototypu jest długi: projektowanie zaczęto w 1952 r., pierwszy prototyp został oblatany w sierpniu 1955 r., a pierwsze samoloty seryjne są obiecane na rok 1958.

b) *Accountant* — prawie tej samej wielkości co *Herald*, ale przez zgrupowanie tej samej mocy tylko w dwóch silnikach można było zastosować silniki turbośmigłowe. Pozwoliło to na znaczne zmniejszenie ciężaru samolotu i powierzchni skrzydła. W rezultacie przy niewielkim zmniejszeniu ciężaru użytecznego i zwiększeniu długości startu (z jednym silnikiem zatrzymanym) konstruktorzy spodziewają się osiągnąć prędkości przelotowe półtora raza większe od *Heralda*. Jednak ukazanie się tego samolotu opóźnia się; już w czasie Wystawy we wrześniu 1955 r. zapowiedziano oblatanie go na wiosnę 1956 r., a na Wystawie w 1956 r. mówiło się, że będzie oblatany przed końcem 1956 roku.

3. Samoloty duże na średnie i długie przeloty:

a) *Viscount* — czterosilnikowy samolot turbośmigłowy o dużej prędkości i dość znacznym udźwigu, ale wymagający dobrego i dużego lotniska. Jest to jeden z najbardziej rozpowszechnionych obecnie samolotów, stosowany w więcej niż 30 liniach lotniczych. Zamówionych jest około 350 sztuk, z czego 130 już wykonano. Pierwszy prototyp oblatano w 1948 r. Obecnie pokazany samolot unosi ładunek większy o 40% i lata z prędkością o 30% większą niż samoloty pierwszych serii, przede wszystkim dzięki około dwukrotnemu zwiększeniu mocy silników *Dart*. Naturalnie konstrukcja samolotu została wzmocniona.

b) *Vanguard* — podobny do *Viscounta*, większy dwukrotnie, bardzo ekonomiczny przez zastosowanie silników *Tyne* o małym zużyciu paliwa. Odnacza się możliwością zabrania dużej ilości towarów dzięki obszernym i mocnym przedziałom towarowym. Spodziewane oblatanie prototypu, który od razu będzie robiony na przyrządach seryjnych, w jesieni 1958 r., dostawy zaś pierwszych sztuk do linii lotniczych — w marcu 1960 r. Pełny rozwój tego typu samolotu przewidywany na 1963 rok, gdy silnik *Tyne* da około 5000 KM na wale; samolot będzie miał wówczas prędkość przelotową 685 km/h. Stanowi to przykład, jak w przemyśle angielskim planuje się rozwój konstrukcji samolotów na najbliższe siedem lat.

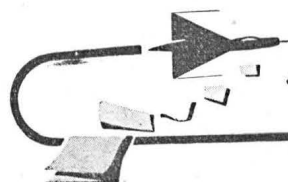
c) *Britannia* — jeden z największych istniejących obecnie samolotów pasażerskich. W październiku 1956 r. miały one rozpocząć loty na liniach. Zbudowano 15 sztuk typu 102; następny typ oznaczony numerem 300 — ma dłuższy ka-

dłub i więcej miejsca na ładunek, którego będzie zabierać więcej oraz mocniejsze silniki. Prototyp powiększony oblatano 31 lipca 1956 r., a seryjne mają być dostarczone w lutym 1958 r. Na pokazie latał samolot *Britannia*, na którym jeden z normalnie używanych na pierwszej serii silników *Proteus 705* zastąpiono przez silnik *Orion* celem wypróbowania go. Z silnikami *Orion* mają być samoloty dostarczane od 1960 r. i wtedy prędkość przelotowa ma wynosić 725 km/h. Samoloty *Britannia* są zaopatrzone w zbiorniki umożliwiające używanie ich do komunikacji transatlantyckiej. Oplacalne są jednak również na krótkich przelotach (350 km) ze względu na możliwość zabrania dużego ładunku. Wymagane są jednak lotniska o dobrej nawierzchni i znacznych rozmiarów (1900 m z uwzględnieniem zatrzymania jednego silnika). Zamówionych jest 54 samolotów różnych wersji, z czego dostarczono 6 z serii 102.

d) *Comet*. Pierwszy samolot odrzutowy na świecie wprowadzony na linie komunikacyjne. Wypadki zmęczeniowego pęknięcia kadłuba przerwały na pewien czas jego eksploatację i spowodowały wycofanie z użycia serii 1, która po wzmocnieniach ukazała się w użyciu jako seria 2. *Comet C2*, pokazany na Wystawie, posiada na dolnej powierzchni skrzydeł w okolicy wycięć na podwozie nakładki grubości około 4 mm z krawędziami wystającymi w poprzek powierzchni skrzydła, co wydaje się dziwne na samolocie o prędkości przelotowej 850 km/h. Zwraca uwagę profil skrzydła z silnym wklęsnięciem w przedniej części. Jest to zmiana, którą wprowadzono dla opóźnienia oderwania na skrzydle, gdyż zdarzały się przypadki przekroczenia krytycznego kąta natarcia przy starcie przed oderwaniem samolotu od ziemi i w konsekwencji — niemożność wystartowania. Zmiana ta zmniejszyła prędkość maksymalną samolotu, ale prędkość przelotowa zmalała niezauważalnie. Obecnie budowane są już typy 4 i 4A. Ten ostatni specjalnie przeznaczony do obsługi stosunkowo krótkich linii, od 800 do 2400 km, a więc na nieco mniejszych wysokościach — około 7000 m. Samoloty te zostały zamówione przez amerykańskie linie lotnicze: cztery długodystansowe (typ 4) i dziewięć krótkodystansowych (typ 4A).

e) *Beverley*. Samolot transportowy wojskowy, przeznaczony do przewozu specjalnie wielkich ciężarów o dużych rozmiarach z możliwością wyrzucania ich w locie na spadochronach. Odnacza się krótkim startem i lądowaniem, ale kosztem małej prędkości przelotowej. Wydaje się nieco przestarzałe stosowanie silników tłokowych dużej mocy.

f) *Universal*. Cywilna wersja samolotu *Beverley* nie wiele różniącą się.



Notatnik użytkownika

Głos Kontroli Cywilnych Statków Powietrznych

Z działu Kontroli Technicznej (KCSP) Zarządu Lotnictwa Cywilnego otrzymaliśmy pismo następującej treści:

„W związku z notatką inż. Henryka Gołębiowskiego ze Świdnika zawartą w „Technice Lotniczej“ nr 6/56 w dziale „Notatnik użytkownika“ zwracam się z uprzejmą prośbą o spowodowanie sprostowania na łamach „Techniki Lotniczej“, ponieważ w notatce tej stwierdziłem pewną nieścisłość informacji, które podaje autor.

W szybowcu „Zuraw“ dźwignia steru wysokości nie spełnia roli zderzaka ograniczającego wychylenie steru wysokości. Ograniczniki przewidziane są w układzie sterownicy w pierwszej kabine pilota, które ograniczają wychylenie drążka sterowego, a tym samym i steru wysokości. (Wg dokumentacji szyb. „Zuraw“ rysunek nr 3040, element sterownicy — 0104).

Ponieważ przyczyny uszkodzenia dźwigni steru wysokości zostały podane do wiadomości użytkownikom przez Dział Kontroli Technicznej (KCSP) w okólniku TK-KCSP nr 11/56 z dnia 17 lipca 1956 r., dlatego też załączam go jako materiał do wykorzystania”.

Poniżej podajemy pełne brzmienie załączonego do tego listu okólnika TK-KCSP nr 11/56 dotyczącego regulacji linek sterujących ster wysokości w szybowcu „Zuraw“.

„Podczas lotów szkolnych na szybowcu „Zuraw“ SP-1299 stwierdzono zacinanie się steru wysokości. Przyczyną zacinania było wygięcie dźwigni napędowej zabudowanej na dźwigarku steru wysokości. Dźwignia uległa odkształceniu i częściowemu zniszczeniu na skutek opierania się o górną część wręgi kadłuba przy skrajnym dolnym wychyleniu steru wysokości do dołu.

Doraźnie przeprowadzona kontrola przez przedstawicieli Działu Kontroli Technicznej szybowca „Zuraw“ SP-1303 na okoliczność opisywanej wyżej usterki wykazała podobny przypadek z tym, że przy skrajnym dolnym wychyleniu steru dźwignia napędowa opierała się o wręgę w mniejszym stopniu nie powodując jej wygięcia.

Przyczyny uszkodzenia

Na skutek niewłaściwej regulacji długości linek napędzających ster wysokości, dźwignia napędowa opierając się o wręgę kadłuba uległa zniszczeniu, gdyż spełniała rolę ogranicznika wychylenia steru niezgodnie z jej przeznaczeniem.

W związku z powyższym Dział Kontroli Technicznej poleca użytkownikowi szybowców „Zuraw“:

1) przeprowadzić natychmiast kontrolę na okoliczność opisanej usterki, a w przypadku stwierdzenia, że dźwignia w skrajnym dolnym wychyleniu steru wysokości opiera się o wręgę — ściągaczami wyregulować długość linek, aby spełnić warunki:

1.1. kątowych wychyleń steru wysokości;

1.2. wychyleń kątowych drążka sterowego w granicach ruchu, na które zezwalają ograniczniki wychyleń w 1 kabynie;

2) w ramach przeglądów dziennych szybowców przed lotem przeprowadzać wnikliwą kontrolę, gdyż w wielu przypadkach jest ona niedostateczna (przykładem jest przeprowadzona kontrola szybowca SP-1303).“

Zamieszczony powyżej materiał, wynikający z działalności KCSP przekazaliśmy Autorowi „zaczeplonej“ notatki, od którego otrzymaliśmy następujące uwagi:

„W odpowiedzi na Wasze pismo TL-R-20/57 wyjaśniam: w notatce mojej zamieszczonej w „Notatniku użytkownika“ nr 6/56 jest

niedomówienie z mojej strony. Nie naświetliłem dość jasno, dlatego wspomniana dźwignia spełniała rolę zderzaka — czy z winy konstruktora, który zapomniał zaprojektować ograniczniki, czy z winy użytkownika, który nie wyregulował prawidłowo długości linek. Pismo KCSP jest słuszne, jednak uważam, że powinno spełniać rolę uzupełnienia a nie sprostowania i w związku z tym posiadać cokolwiek zmienioną formę. W obecnej formie czytelnik, nie znający treści notatki, mógłby przypuszczać, że usiłowałem wmówić konstruktorom „Zurawia“ przeoczenie błędu konstrukcyjnego.

Jestem jednak zdania, że układ sterowania można by trafniej rozwiązać tak, aby drobny błąd w regulacji nie mógł stać się przyczyną poważnego wypadku.

Opisaną usterkę dźwigni uważam za poważny wypadek, gdyż

w razie pęknięcia całej spiny nie mógłbym podzielić się z czytelnikami swoimi spostrzeżeniami, gdyż wysokość wystarczyłaby najwyższej na „wysadzenia“ na spadochronie ucznia.

Uprzejmie dziękuję Redakcji za udostępnienie mi treści uzupełnienia nadesłanego przez KCSP przed jego opublikowaniem.

(→) inż. H. Gołębiowski“

Spodziewamy się, że zamieszczone powyżej informacje, będące dopełnieniem opublikowanej w zesz. nr 6 z 1956 r. notatki w dziale „Notatnik użytkownika“, zainteresują naszych Czytelników i pozwolą na wyciągnięcie przez nich samodzielnie obiektywnych wniosków.

S. M.

Bezpieczeństwo i Higiena Pracy

Mgr inż. STANISŁAW MADEYSKI

Gabinet Ochrony Pracy PLL „LOT“

Zacząło się od małej notatki w prasie codziennej. W numerze 179 „Życia Warszawy“ z dnia 28 lipca 1956 r. znaleźliśmy wzmiankę pt. „Lotniczy Gabinet Ochrony Pracy“, której tekst brzmiał:

„W przeddzień Święta Lipcowego na lotnisku Okęcie został otwarty Gabinet Ochrony Pracy dla pracowników Polskich Linii Lotniczych „Lot“. Gabinet ten jest pierwszy tego rodzaju w Polsce. Zorganizowali go inżynierowie i technicy „Lotu“ m. in. inż. Chabrowski, który jest autorem scenariusza Gabinetu i czuwał nad wykonaniem całości.

Niewielka salka pełna jest kolorowych plansz, makiet, tablic, wykresów. Obrazują one m. in. wszystkie czynności związane z prawidłowym przygotowaniem i obsługą samolotu, a także pokazują poglądo, jak należy wykonywać pracę, ażeby uniknąć wypadku. W dobrze wyposażonej bibliotece każdy pracownik może przeczytać książkę lub broszurę z dziedziny ochrony pracy.

Dobry jest pomysł zorganizowania w portach lotniczych naszego kraju kącików, informujących w sposób poglądowy pasażerów o właściwym zachowaniu się podczas lotu.

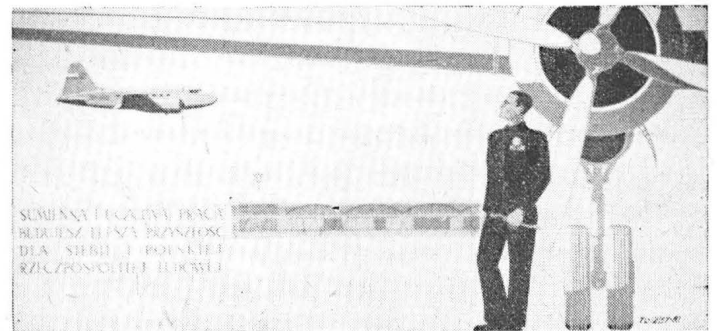
L. S.“

Raz jeszcze przypomnieliśmy sobie z tej okazji znane nam dobrze prawdy, że: 1) prasa codzienna jest potężnym źródłem informacji, 2) prasa techniczna powinna — w myśl dezyderatów Krajowej Rady Prasy Technicznej z czerwca 1956 r. — nadać za biegłym wydarzeń w dziedzinach przez nią reprezentowanych, 3) Redakcja „Techniki Lotniczej“ nigdy jeszcze dotychczas nie była zapraszana, przez dowolną z instytucji naszego lotnictwa zarówno cywilnego, jak i wojskowego, do wzięcia udziału w charakterze sprawozdawcy w jakimkolwiek ważniejszym zdarzeniu w życiu tych instytucji.

*

Gabinet Ochrony Pracy PLL „LOT“ mieszczący się w porcie lotniczym na Okęcie kilkakrotnie szczegółowo obejrzelśmy, zapoznając się z jego scenariuszem i układem w przeznaczonym dlań pomieszczeniu. Również zaznajomiliśmy się z zawartością typowego kącika bhp, które przeznaczone są do ustawienia w prowincjonalnych portach lotniczych (będzie to tematem oddzielnego omówienia w „Technice Lotniczej“). Uzyskaliśmy od dyrekcji PLL „LOT“ zgodę na zamieszczenie szczegółowego opisu i wykonanie fotografii plansz i makiet. Zamieszczone w niniejszym artykule zdjęcia wykonał fotografik Antoni Płochocki. Nie oddają one efektów, które w naturze — dzięki doborowi odpowiednich barw — są doskonałe. Niniejszy artykuł i zamieszczone ilustracje mają spełnić tylko rolę informatora i powinny zachęcić pracowników i miłośników lotnictwa do bezpośredniego zapoznania się z omawianym Gabinetem. Nie wątpimy przy tym, że dyrekcja PLL „LOT“ umożliwi chętnym zwiedzenie Gabinetu. Zawarte w nim plansze i makiety, będące artystycznym upostaciowaniem przepisów i zasad obowiązujących pracowników lotnictwa komunikacyjnego, mogą być bezpośrednio przydatne zarówno dla pracowników aeroklubów, wytwórni i zakładów remontowych lotniczych oraz jednostek wojskowych, jak i dla szerokiej rzeszy uczniów i studentów przygotowujących się do pracy w lotnictwie.

*

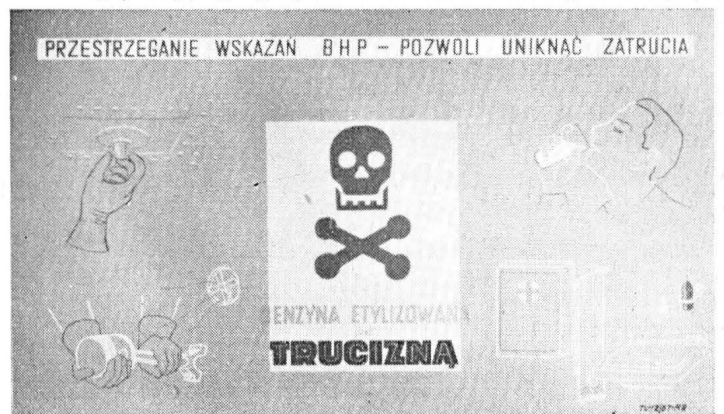


Rys. 1

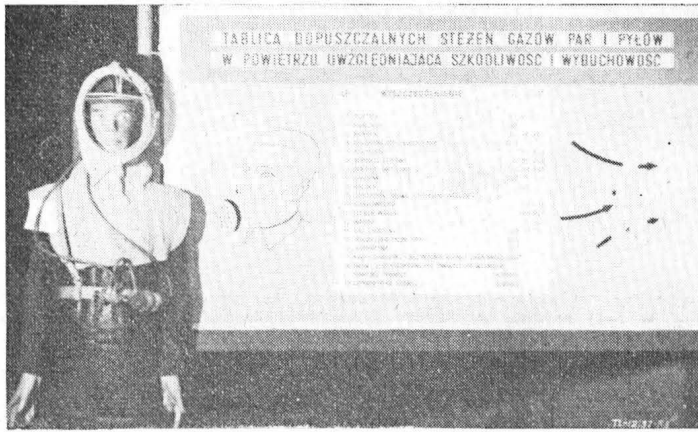
Tuż przy wejściu do Gabinetu ustawiono na stole dużych rozmiarów księgę — zapewne jest to księga, w której co znamienitsze osoby zwiedzające Gabinet są zapraszane do złożenia pamiątkowego podpisu. Wydaje nam się, że bardziej celowe byłoby raczej prowadzenie, w mniej okazałej postaci, książki uczestnictwa i wielokrotności odwiedzin Gabinetu przez poszczególnych pracowników nie tylko PLL „LOT“, ale i innych instytucji lotniczych. Wrażenie odniesione z kilku wizyt w Gabiniecie można bowiem streścić w jednym zdaniu: piękna, ale jak gdyby martwa, wystawa pokazowa, nie współżyjąca z załogą PLL „LOT“. Podkreślamy jednak, że sąd ten nie jest oparty na szczegółowych badaniach działalności komórki bhp. Będziemy zadowoleni, jeżeli jako odzew niniejszego artykułu otrzymamy relację od zainteresowanych stwierdzającą co innego.

Sala przeznaczona na Gabinet ma kształt prostokąta. Wzdłuż ścian i pośrodku sali ustawione są gabloty i plansze, które opiszemy po kolei.

Na ścianie znajdującej się na wprost wejścia widzimy ogromną planszę, której reprodukcję zamieszczamy (rys. 1). Hasło umieszczone na niej — Sumienna i uczciwa praca budujesz lepszą przyszłość dla siebie i Polskiej Rzeczypospolitej Ludowej — odnosi się wprawdzie do wszystkich ludzi pracy w naszym kraju, jednakże postać mechanika lotniczego, stojącego przy samolocie na tle hangarów i por-



Rys. 2



Rys. 3

tu lotniczego, wpatrzonego w lecący samolot komunikacyjny — jednoznacznie umiejscawia je w PLL „LOT”.

Przeгляд rozpoczynamy od działu zawierającego urządzenia i materiały sanitarne. W gablocie są umieszczone następujące eksponaty: apteczka pokładowa, ułożona w sposób umożliwiający dokładne obejrzenie zawartości walizeczki zawierającej środki medyczne i opatrunki, stanowiącej wyposażenie każdego samolotu pasażerskiego, apteczka warsztatowa będąca wyposażeniem warsztatów PLL „LOT”, rękawice ochronne i różne drobne urządzenia sanitarne. Ciekawymi eksponatami są ubrania ochronne dla myjących samoloty, dla lakierników samolotowych, dla pracowników warsztatu itp., które są pokazane na manekinach naturalnej wielkości. Poglądowe plansze ostrzegają o niebezpieczeństwie zatruć podczas pracy przy stosowaniu etylizowanej benzyny (rys. 2), informują o dopuszczalnych stężeniach par, gazów i pyłów w powietrzu (rys. 3), wskazują sposoby zabezpieczania zdrowia i zapobiegania wypadkom przez stosowanie właściwych urządzeń ochronnych (rys. 4).

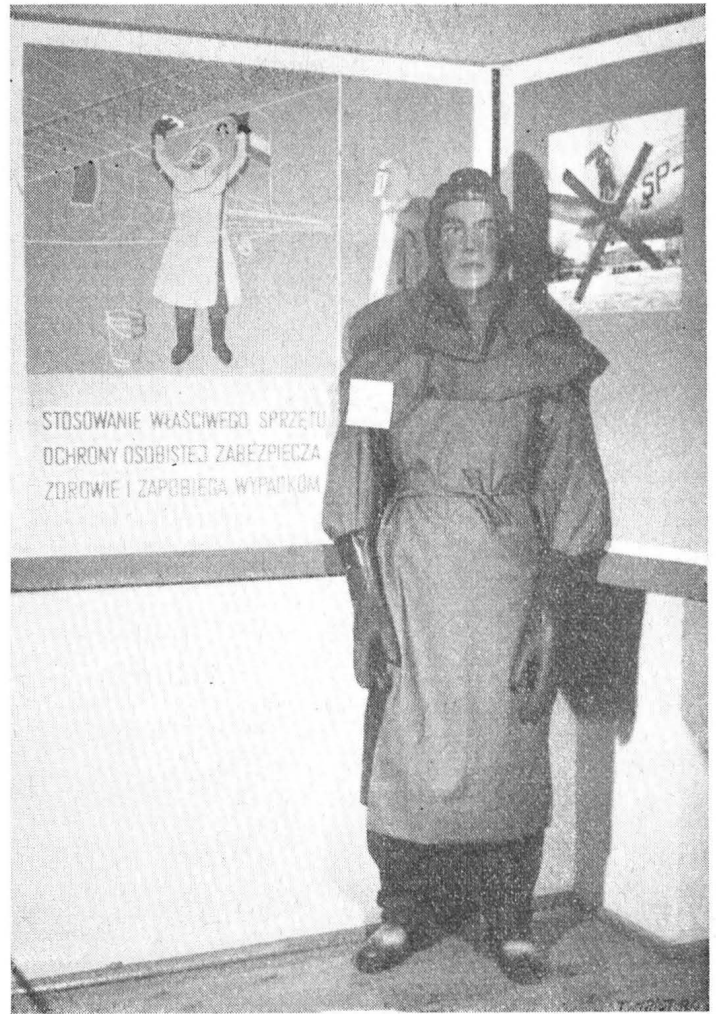
Drugim tematem, któremu poświęcono bardzo dużo uwagi w Gabinetie, jest uwzględnianie przepisów bhp podczas napraw wykonywanych w warsztatach PLL „LOT” oraz przy obsłudze samolotów podczas eksploatacji. Niewielka makieta obrazuje pracę w hangarze przy przeglądzie lub naprawie samolotu i jego elementów, przy zastosowaniu potrzebnych do tego urządzeń opracowanych i stosowanych przez pracowników PLL „LOT” (rys. 5).

Plansze przedstawiające używanie właściwych pomostów przy obsłudze silników samolotu (rys. 6) oraz pomostów ochronnych zabezpieczających przed poślizgnięciem się i upadkiem ze znacznych wysokości, na przykład przy usterzeniu samolotu z przednim podwoziem (rys. 7), służą do przyswojenia przepisów bhp przez załogi warsztatów i portów lotniczych.

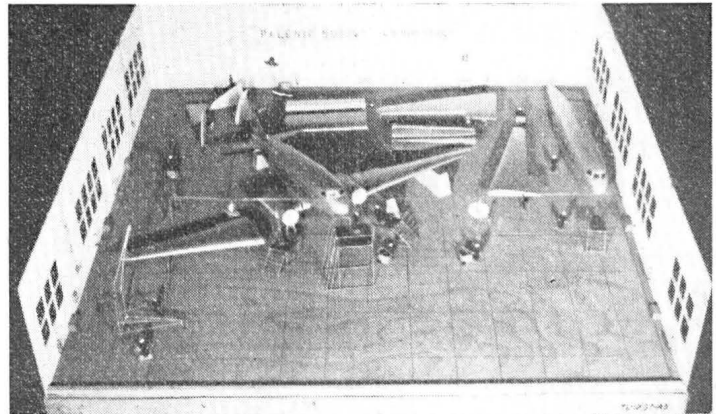
Makieta wskazująca kotwiczenie samolotu Li-2 (rys. 8) oraz makieta przedstawiająca urządzenia wykorzystywane przy holowaniu po lotnisku (rys. 9) samolotu z podwoziem przednim (H-12) pozwalają w sposób poglądowy, za pomocą precyzyjnie wykonanych modeli samolotów i ciągnika oraz urządzeń i narzędzi wraz z odpowiednio usytuowanymi figurkami pracowników lotniskowych, objaśnić zasady wykonywania tych prac przy uwzględnieniu przepisów bhp.

Plansza wskazująca szereg szczegółów unieruchomienia sterów oraz mocowania podwozia przedniego i głównego do kółek osadzonych w betonowej płycie przyhangarowej, stanowi dopełnienie wspomnianej powyżej makiety (rys. 10, strona prawa). Natomiast część lewa tego rysunku, wskazująca znaki sygnalizacyjne stosowane przez służbę ruchu na płycie oraz sposób wykonywania kręgu nad lotniskiem, nie posiada wyraźnego charakteru instruktażowego zagadnień bhp, zwłaszcza że nie wskazano, co oznaczają poszczególne znaki.

Dalsza plansza (rys. 11) pokazuje w sposób poglądowy jak należy przestrzegać przepisy bhp podczas napełniania zbiorników samolotu paliwem. Podkreślić tu trzeba, że użyto na tej planszy „gwarowe” określenie: tankowanie, tankując. Ostatnia z reprodukowanych w niniejszym artykule plansza (rys. 12) może być najbardziej interesująca dla naszych Czytelników. Przedstawia ona zastosowanie „łapy ochronnej” przy ręcznym uruchamianiu (użyto określenie niewłaściwe: zapuszczanie) silnika samolotu (użyto niewłaściwe określenie: płatowca), zabezpieczającej przed wy-



Rys. 4



Rys. 5



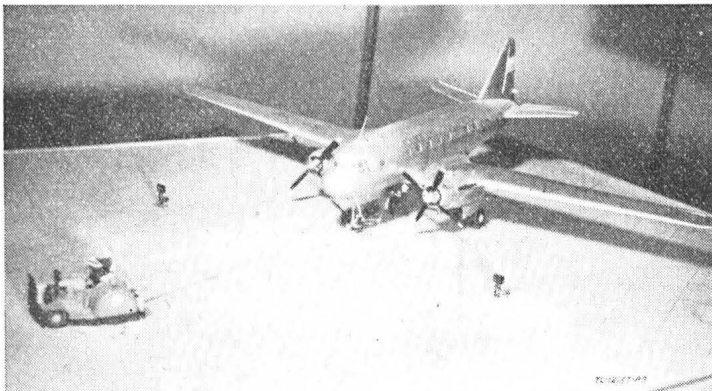
Rys. 6



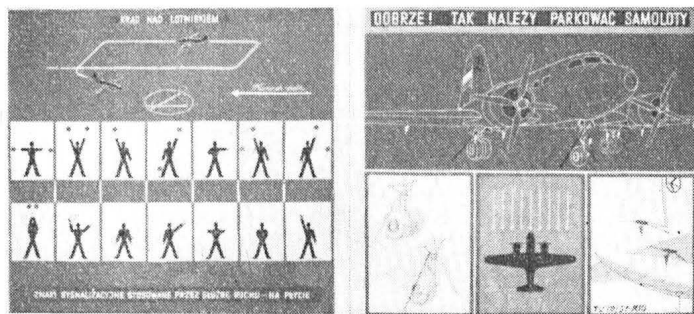
Rys. 7



Rys. 8



Rys. 9



Rys. 10



Rys. 11



Rys. 12

padkiem. Plansza ta jest bowiem ilustracją listu otrzymanego w swoim czasie od Kierownika Działu Eksploatacji Technicznej PLL „LOT” i opublikowanego w zeszytce nr 6/56 „Techniki Lotniczej” w związku z artykułem „Sprawy bhp w lotnictwie” z zeszytu nr 3/56 i podaną w nim planszą.

Poważną część Gabinetu stanowią ekspozyty w gablotach, wydawnictwa i plansze, które nie są „lotnicze”. Dotyczą one zagadnień bhp w ogóle, warsztatowych zaś w szczególności. W ustawionych w pośrodku sali gablotach zgromadzono na przykład bardzo ciekawe zestawienie narzędzi, których rękojeści i uchwyty oraz elementy pracujące są tak zniszczone, że zagrażają zdrowiu a niekiedy życiu pracownika używającego je lub jego sąsiadów. Inne zestawienie zawiera różnego rodzaju bezpieczniki, wyłączniki, przełączniki i oprawy elektryczne, które również nie odpowiadają przepisom bhp z tej dziedziny. Liczne plansze wskazują sposób właściwego układania narzędzi podczas pracy przy warsztacie i podczas przechowywania, prawidłowe oświetlenie miejsca pracy itp. Inne plansze wskazują w sposób przekonujący szkodliwość nałogu alkoholizmu, konieczność opatrzywania skaleczeń, potrzebę przestrzegania higieny osobistej, itp.

Niniejszy przegląd nie ma być wykazem zawartości omawianego Gabinetu Ochrony Pracy PLL „LOT”. Ma być natomiast zachętą dla naszych Czytelników do zapoznania się z tą wartościową placówką naocznie, zwłaszcza że — jak to podkreśliliśmy na wstępie — reprodukcje nie oddają w druku czarnym wszystkich efektów wynikających z wielobarwności oryginalnych plansz.

Spodziewamy się, że artykuł ten spełni pokładane w nim przez autora nadzieje i przyczyni się do zwiększenia zainteresowania sprawami bezpieczeństwa i higieny pracy wśród pracowników polskiego lotnictwa.



SKRZYŃKA TECHNICZNA

Od mgr inż. Jerzego Lamparskiego otrzymaliśmy dostrzeżone przez niego błędy, zawarte w artykule jego pt. „Dobór wymiarów konstrukcji skorupowej” zamieszczonym w zeszytce nr 1/57 „Techniki Lotniczej”.

W tabeli 1p, w drugim wierszu zamiast oznaczenia $\frac{z_p}{c}$ powinno być wstawione $\frac{z_g}{c}$.

W tabeli 2p, kolumnę ósmą należy przesunąć o pół wiersza do góry.

W tabeli 3p, w ostatniej kolumnie w drugim wierszu, zamiast wydrukowanego kG/cm^3 należy wstawić kG/cm^2 ; w kolumnie siódmej przed wynikiem 24,1 należy umieścić znak „—”; kolumny czwartą, piątą, szóstą, ósmą i dziewiątą należy przesunąć o pół wiersza do góry.

W tabeli 4p, w kolumnie czwartej, należy przed liczbą 44 573 w liczniku ułamka wstawić znak „—”.

Na stronie 7 w prawej szpalcie, w wierszu 10 od góry, opuszczono znak „=“ pomiędzy częścią ogólną i częścią liczbową; w wierszu 12 od góry, w ostatnim członie równania, w nawiasie zamiast σ_{kr1} powinno być σ_{kr2} .

Na stronie 8, w lewej szpalcie w wierszu 13 od dołu zamiast δ_1 powinno być wstawione δ_{p1} .

Na stronie 8, w prawej szpalcie, w wierszu 5 od dołu,

zamiast wyrażen: „2) wzór Engessera — teoria modułu stycznego“ należy wstawić: „3) wzór Karmana — teoria modułu zredukowanego“.

Na stronie 9, w wierszu 4 od góry, zamiast wyrażenia „ $\delta = 0,75$ mm“ należy wpisać „ $\delta = 0,75$ mm“.

Na stronie 9, w wierszu 6 od dołu artykułu, opuszczono po słowie „znalezione“ znak „ σ_0 “.

S. M.



na półkach księgarskich

Aerodynamika protoczoj cząści parowych turbin, pod red. I. I. Kirilowa, Maszgiz, 1955 r., stron 72.

Jest to zbiór prac omawiających zagadnienia aerodynamiki łopatek turbin. Między innymi opisane zostały następujące zagadnienia: metody zwiększenia współczynnika sprawności części przepływowej, metody projektowania części przepływowej z krzywymi łopatkami, wpływ śladu aerodynamicznego na opływ palisad profilów, wyniki badań strumienia wypływającego z płaskiej palisady, kierownic, wypływ strumienia z pierścieniowej palisady profilów, badania jednostopniowej turbiny powietrznej, doświadczenia nad metodami odlewania siluminowych łopatek, metody stosowania laku do zmiany profilu łopatki w badaniach laboratoryjnych i zużycie pary lub gazu w zależności od parametrów początkowych i końcowych turbiny. Ze względu na znaczne podobieństwo podanych zagadnień do takichże występujących w sprężarkach i turbinach gazowych silników odrzutowych, z treścią wymienionych prac winni też zaznajomić się inżynierowie budowy silników lotniczych odrzutowych.

L. S.

Awiaconnyje gazoturbinnyje dwigatielej (teoria i raboczij process), N. W. Inozemciew, Oborongiz, 1955 r., stron 352.

W książce opracowane są materiały dotyczące teorii lotniczych silników odrzutowych. W kolejności przedstawione są metody obliczenia podstawowych parametrów, charakterystyki i podstawy regulacji turboodrzutowych, turbośmigłowych i dwuobwodowych silników odrzutowych. Dla każdej grupy silników omówiono konstrukcję i zasady działania, roboczy proces wewnętrzny, obliczenie termodynamiczne, zależność jednostkowego ciągu i jednostkowego zużycia paliwa od podstawowych parametrów roboczego procesu oraz zasady i możliwości przeciążania silników odrzutowych poszczególnych typów. Na końcu książki podane jest porównanie poszczególnych typów silników odrzutowych pod względem ich jednostkowych charakterystycznych parametrów w różnych warunkach lotu. Książka przeznaczona jest dla studentów wyższych lat studiów technicznych oraz inżynierów i pracowników naukowych zajmujących się zagadnieniami silników odrzutowych.

L. S.

Swarka elektrozaklopkami, A. Z. Blitsztiejn, Maszgiz, 1955 r., stron 112.

W broszurze tej podane są doświadczenia zakładów i wyniki badań laboratoryjnych w zakresie technologii spawania tak zwanych „nitami elektrycznymi“, szeroko stosowanymi w budowie maszyn i w szeregu innych działów przemysłu. W sześciu krótkich rozdziałach podane są: proces spawania „nitami elektrycznymi“, materiały stosowane przy spawaniu, technologiczne parametry procesu spawania, technika spawania, klasyfikacja i przegląd różnych typów elektrod i oprzyrządowanie stanowisk do spawania. Podany jest też wykaz blisko pięćdziesięciu pozycji literatury. Książka przeznaczona jest jako praktyczny podręcznik dla inżynierów.

L. S.

Niekotoryje woprosy miechaniki (sbornik statiej) pod redakcją W. I. Piedosjewa, Oborongiz, 1955 r., stron 158.

Jest to broszura z serii wydawanej przez Moskiewską Wyższą Techniczną Szkołę im. Baumana, będąca zbiorem prac z dziedziny silników odrzutowych i stateczności mechanizmów. Kolejne prace, to zagadnienie podstawowej teorii mieszania się gazów, metody obliczania ciągu różnych silników odrzutowych, badania przepływu gazów w okolicy krytycznego przekroju dyszy, przybliżona ocena aerodynamicznych współczynników cieniłych ciał obrotowych, poruszających się z dużymi prędkościami naddźwiękowymi, przybliżone sposoby obliczenia rozkładu ciśnienia i oporu falowego ciał obrotowych poruszających się z prędkościami naddźwiękowymi pod zerowym kątem natarcia, zagadnienia mechanizmów sterujących pneumatycznych, zagadnienie dynamicznej stateczności popychaczy napędu steru na samolocie z pilotem automatycznym i zagadnienia teorii odrzutowych silników pulsacyjnych. Broszura przeznaczona jest dla pracowników naukowych, aspirantów i studentów wyższych lat szkół technicznych.

Teoria porsniewnych awiaconnych dwigatielej, W. S. Rybalczik, S. W. Polakow, W. F. Gierasimienko, Wojennoje Izdatielstwo Ministerstwa Obrony Sojuza SSR, 1955 r., stron 352.

Teoria silników tłokowych opracowana pod redakcją docenta A. A. Dobrynina, przeznaczona jest jako podręcznik szkolny dla słuchaczy lotniczych szkół wojskowych, do podstawowego wyszkolenia pilotów. W książce opisane są zasady pracy i budowa lotniczych silników tłokowych, cykl pracy silników, zasady mechaniki układu korbowego, wyważanie sił bezwładności, moc i efektywność silników, ich charakterystyki, zasady pracy sprężarek, smarowanie silników, instalacje chłodzenia i zapłonowe, układ zasilania paliwem i zasady tworzenia mieszanki oraz krótka charakterystyka paliw, olejów i cieczy chłodzących. Treść uzupełniona jest 165 rysunkami i wykresami oraz kilkoma tabelami. Ze względu na swe przeznaczenie książka zawiera dużą ilość praktycznych wiadomości przydatnych nie tylko pilotom, lecz i mechanikom startowym oraz konstruktorom i warsztatowcom.

L. S.

Sowriemiennoje sostojanie aerodinamiki bolszich skorostiej, pod redakcją E. Chonarta, Izdatielstwo Inostrannoje Literatury. Tom I, 1955 r. stron 492, Tom II, 1956 r., stron 383.

Jest to przekład z języka angielskiego z wydania z roku 1953 wykonany przez zespół tłumaczy pod redakcją G. G. Czernogo. Tom I zawiera głównie opisy zagadnień teoretycznych, jak ściśniętość, podobieństwo dynamiczne, równania ruchu przepływów gazu, metody charakterystyk, fale uderzeniowe, niektóre dokładne rozwiązania równań ruchu ustalonych gazów, przepływy jednowymiarowe, przepływy przez profile skrzydłowe w strumieniu poddźwiękowym i naddźwiękowym, ruch wydłużonych ciał obrotowych ze skrzydłami o małym wydłużeniu, ciała obrotowe w strumieniu naddźwiękowym, niustalony ruch skrzydeł o określonej rozpiętości w strumieniu poddźwiękowym i naddźwiękowym, zagadnienie warstwy przyściennej. W książce zawarte są prace wykonane do roku 1949, nie uwzględnione są więc nowsze osiągnięcia w tej dziedzinie, jak również nie uwzględniono wyników szeregu prac autorów radzieckich.

W drugim tomie mieszczą się dalsze cztery rozdziały, omawiające metody badań doświadczalnych, opływ skrzydeł i cylindrów, opływ ciał obrotowych i zagadnienie przepływu ciepła. Spośród ważniejszych zagadnień opisane są typy tuneli aerodynamicznych wraz ze szczegółami ich budowy, błędy powstałe w czasie badań w tunelach i wprowadzenie poprawek, określenie sił i oporu profilowego, przyrządy pomiarowe stosowane w tunelach, metody fotografowania ruchomego strumienia, rozkłady ciśnień na profilach, wyznaczanie sił i momentów przy prędkościach poddźwiękowych i naddźwiękowych, rozkład ciśnień oraz pomiar sił i momentów na ciałach obrotowych, wymiana ciepła w ruchu laminarnym i ruchu burzliwym oraz obliczanie wymiany ciepła na cylindrach i profilach skrzydłowych. Oba tomy posiadają razem 314 rysunków, wykresów i fotografii oraz spisy literatury, nazwisk i spis rzeczowy. Ze względu na to, że praca zawiera duży zakres wiadomości teoretycznych i doświadczalnych metod badania przepływów gazu ściśniętego, może być wykorzystana przez pracowników i inżynierów instytucji doświadczalnych.

L. S.

Woprosy procznosti i ustojcziwosti elementow konstrukciji, sbornik statiej, red. prof. Je. N. Tichamirow, Oborongiz, 1956 r., stron 72.

Jest to zeszyt (69) z serii prac Moskiewskiego Instytutu Lotniczego. Zawiera on następujące pięć prac: W. T. Bajkow, B. N. Łopowok, I. I. Trapezin — o zginaniu ukośnokątowej płyty; B. W. Zaslawski — strefy plastyczności w okolicy okrągłego otworu w przypadku dwuosobowego rozciągania cienkiej płyty; B. N. Łopowok, I. I. Trapezin — stateczność płyty o kształcie równoległoboku, zamocowanej na brzegach, w przypadku naprężeń większych od granicy proporcjonalności; Je. N. Tichomirow — przesunięcia w przypadku czerzenia; I. J. Trapezin — stateczność konstrukcyjnej ortotropowej cienkościennej stożkowej skorupy, obciążanej równomiernym zewnętrznym ciśnieniem. Treść przeznaczona jest dla pracowników instytucji i inżynierów w zakładach zajmujących się zagadnieniami wytrzymałości oraz dla studentów wyższych uczelni technicznych.

L. S.

Isslidowania procznosti i dieformatiwnosti drierwiesiny, sbornik statiej, red. G. G. Kartsiew, Gosudarstwennoje Izdatielstwo Litieratury po Stroitelstwu i Architekturiej, 1956 r., stron 172.

Zbiór ten zawiera opisy zagadnień pracy drewna pod działaniem obciążeń długotrwałych i dynamicznych, wpływu schnięcia drewna na wytrzymałość elementów drewnianych konstrukcji, badania stanu naprężeń i pracy drewna przy ścinaniu, przyspieszanego badania granicy wytrzymałości zmęczeniowej drewna sosny w przypadku ściskania wzdłuż włókien, wyznaczania udarności drewna, współczesnego stanu badań długotrwałej wytrzymałości drewna, zastosowania mechaniki sprężystościagłych ciał w przypadku teorii wytrzymałości drewna z uwzględnieniem czasu działania obciążenia i teoretycznych podstaw opracowania metod obliczania drewnianych konstrukcji z uwzględnieniem czasu ich pracy. Zbiór ten daje wyniki badań szeregu instytucji naukowych i wyższych uczelni Moskwy, Leningradu i Kijowa. Książka przeznaczona jest dla inżynierów biur projektowych i instytucji naukowych.

L. S.

Kurs konstrukciji samolotow, M. N. Szulzenko i A. S. Mostowoj, Oborongiz, 1956 r., stron 528.

Książka jest podręcznikiem szkolnym konstrukcji samolotów dla szkół technicznych lotniczych. Książka składa się z trzech części: zasady mechaniki budowy samolotów, zasady projektowania samolotów oraz konstrukcja i obliczanie wytrzymałości zespołów samolotów. W pierwszej części omówione są zasady mechaniki, statyki wykresowej, obliczanie krat płaskich statycznie wyznaczalnych oraz krat przestrzennych, ściskanie prętów, zasady obliczania konstrukcji cienkościennych. W drugiej części opisane są wymagania stawiane samolotom, klasyfikacja samolotów, obciążenia zewnętrzne działające na samolot, obciążenia obliczeniowe i normy wytrzymałości samolotów, stosowane materiały, wybór układu samolotu, wyważenie i układ samolotu oraz etapy projektowania. W trzeciej części opisane są konstrukcje skrzydeł i obliczanie wytrzymałości, konstrukcje ustereż, kadłubów, zespołów silnikowych, sterownic, podwozia. Dodatkowo opisane są w osobnych rozdziałach inne typy konstrukcji latających, jak samoloty pionowo startujące, śmigłowiec itp. oraz zasady opracowania rysunków konstrukcyjnych. Książka zawiera przeszło trzysta rysunków i wykresów.

L. S.

PRZEGLĄD DOKUMENTACYJNY LOTNICTWA

OPRACOWANY PRZEZ OŚRODEK DOKUMENTACJI I WYDAWNICTW INSTYTUTU LOTNICTWA

DODATEK DO DWUMIESIĘCZNIKA „TECHNIKA LOTNICZA”

ROCZNIK VII

WARSZAWA, MAJ – CZERWIEC 1957

ZESZYT 3

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

SPRZĘT BEZPIECZENSTWA

55* 629.136.1 ILOt
La descente en parachute. Skok ze spadochronem. Aero Rev. Suisse. 1956, nr 8, A4, s. 363–364, fot. 1.

Ogólna charakterystyka najczęściej używanych spadochronów ratunkowych oraz wskazówki dla pilotów, którzy po raz pierwszy są zmuszeni do korzystania z nich. J. Sandauer

56* 629.13.042.2 ILOt
Jäger M.: Bei 2400 km/st.: Aussteigen? Wysiadać przy prędkości 2400 km/h? Flug-Rev. 1956, nr 12, A4, s. 18–20, rys. 2.

Warunki występujące przy opuszczaniu szybkich samolotów w razie katastrofy. Próby przeprowadzone w Stanach Zjednoczonych w latach ubiegłych. Szczególne próby „SMART” przeprowadzone na lalce o kształtach człowieka, wyposażonej w nadajniki przyrządów pomiarowych pozwalających określić występujące obciążenia i posiadającej ciężar oraz wytrzymałość poszczególnych elementów składowych, odpowiadających istniejącym w żywym organizmie ludzkim. Zastosowanie w praktyce wyników próby do samolotu Lockheed F-104A Starfighter, który może osiągać liczbę Macha $Ma = 2$. Wyrzucanie fotela do dołu, by uniknąć możliwym w przypadku wyrzucania do góry zderzenia z wysoko ustawionym usterzeniem. S. Madeyski

METEOROLOGIA. OBLODZENIE

57* 656.7.082 ILOt
Accidents dûs au mauvais temps. Wypadki spowodowane złymi warunkami atmosferycznymi. Aviasport. 1957, nr 32, 12, 5 × 19 cm, s. 42–44, rys. 1.

Autor podkreśla konieczność pobierania komunikatu meteorologicznego przed przelotem w celu uniknięcia spotkania z frontem. W przypadku nieznanomości ślepego pilotażu lub też braku odpowiedniego wyposażenia na samolocie usiłowanie przebiecia frontu powoduje z reguły wypadek lotniczy. J. Sandauer

58* 533.6.015.5:551.557 ILOt
Timofiejew D.: Meteorologičeskije usłowija polotow na bolszich wysochach. Warunki meteorologiczne lotów na dużej wysokości. Gražd. Awiacja, t. 13, nr 8, sier. 56, s. 14; A4, 2,5 str., 1 fot.

Krótki opis tzw. strumieni powietrznych na wysokości 7–12 km o prędkości wiatru 300–500 km/h oraz formacji chmur zwykle towarzyszących tym wiatrom. Wskazówki dla pilotów jak rozpoznać w w. strumienie powietrzne i ewentualnie wykorzystać je dla skrócenia czasu przelotu. W. Narkiewicz

59* 629.13.06-757:551.5 ILOt
Kowalski Z.: Odladanie samolotów za pomocą grzejników z metalu natrykanego. Techn. Lotn. 1956 r. 11, nr 6, A4, s. 173–178, fot. 1, rys. 9, wykr. 1, tabl. 2, poz. bibl. 6.

Zasada działania i budowa urządzeń grzejnych syst. Napiera służących do odladania samolotów oraz technologia ich wykonywania i badania.

60* 629.13:656.052.54:551.574.4 ILOt
Trunow O.: Meteorologičeskije usłowija obledenienija. Meteorologiczne warunki oblodzenia. Gražd. Awiacja. 1956, nr 11, A4, s. 25–26.

Objaśniono podstawowe pojęcia z dziedziny obladzania, intensywność narastania lodu i stopień oblodzenia. W samolocie IL 14, który posiada specjalny wskaźnik oblodzenia, stopień oblodzenia określa się z grubości warstwy lodu: słaby — mniej niż 15 mm, średni — od 15 do 30 mm i silny — powyżej 30 mm. Podano ciekawą tabelę liczb występujących stopni oblodzenia w zależności od warunków meteorologicznych: ciepły lub zimny front oraz powietrze ciepłe lub chłodne. Największe oblodzenie występuje w masie chłodnego powietrza. Omówiono warunki występowania oblodzenia w poszczególnych rodzajach chmur. S. Madeyski

SAMOLOTY

61* 629.138-445 ILOt
Laight B. P.: A review of freight aircraft. Przegląd samolotów transportowych. Proc. Inst. Mech. Engrs. 1956, t. 169, nr 46, A4, s. 952–958, rys. 23, tabl. 4.

Syntetyczne zestawienie poglądów na duże samoloty transportowe. Omówiono aktualne warunki ruchu, podano charakterystykę szeregu współczesnych samolotów transportowych oraz opisano ich osobliwości konstrukcyjne. Artykuł zajmuje się zarówno samolotami cywilnymi, jak i wojskowymi. Omówione są również metody lądowania samolotów, przeanalizowano koszty ruchu i ekonomię transportu powietrznego. Artykuł uzupełniają 4 rozwijające liczne głosy dyskusji, jaka miała miejsce po wygłoszeniu podstawowego referatu. R. Lewandowski

62* 629.138.5:629.135.2 ILOt
Le Claire R.: Lettre d'Angleterre: Actualité aéronautique et turbo-propulsion. List z Anglii. Obecny stan lotnictwa i napęd turbośmigłowy. Aero Rev. Suisse. 1956, nr 4, A4, s. 134–135, rys. 4, tabl. 3.

Przegląd danych technicznych, osiągnięć oraz ciekawszych szczegółów konstrukcyjnych i eksploatacyjnych 4 samolotów komunikacyjnych o napędzie turbośmigłowym: Bristol Britannia, Vickers Viscount, Eland-Convair i Fokker Friendship, poprzedzony krótkim omówieniem dyskusji nad stanem angielskiego lotnictwa komunikacyjnego, która odbyła się w Izbie Gmin. J. Sandauer

63* 629.138.5:629.13.035.5 ILOt
Müller W. Propellerturbine kontra Strahlerturbine. Napęd turbośmigłowy kontra turbodrzutowy. Flugwelt. 1956, nr 4; A4, s. 220–221, fot. 2, tabl. 2.

Firma Bristol rozpoczęła prace nad samolotem Superbritannia 178, będącym dalszą ewolucją Britannii 300, przewidując wyposażenie go w silniki turbośmigłowe BE-25. Superbritannia 178 ma rozpocząć służbę na liniach komunikacyjnych w r. 1961/62 i dzięki lepszym osiągom ma zdystansować opracowywane obecnie samoloty komunikacyjne o napędzie turbodrzutowym jak DC-8 i Bo 707. J. Sandauer

64* 629.138.5 ILOt
Branch-liner from Woodley. Samolot komunikacyjny z Woodley. Aeroplane. 1956, t. 91, nr 2343, A4, s. 119–124, rys. 5.

Opis i charakterystyka samolotu H. P. R. 3. Herald przewidzianego do lotów po krótkich i średnich trasach. Samolot zabiera 44 pasażerów. Zaopatrzony jest w 4 silniki Alvis Leonides Major po 870 KM. Omówiono układ i wyposażenie kabiny pasażerskiej, poruszono zagadnienia obsługi i konserwacji. Opis prób, jakim poddany był prototyp (kabina ciśnieniowa). Charakterystyka własności pilotażowcn, osiągnięć i ekonomii ruchu. R. Lewandowski

65* 629.13.015.1 ILOt
Baszta T.: Awtomaticzeskoje tormozenie koles rieaktiwnowo samolota. Samoczynne hamowanie kół samolotu odrzutowego. Gražd. Awiacja. 1956, nr 11, A4, s. 18–21, rys. 8.

Opis bezwładnościowego urządzenia hamulcowego podwozia samolotu Tu-104, które umożliwia uniknąć poślizgu kół przy hamowaniu na różnych bieżniach; uzyskuje się przy tym znaczną oszczędność zużycia opon i znaczne skrócenie wybiegu samolotu. W. Narkiewicz

66* 533.691.15:629.13.014.313 ILOt
Flatt J.: Some experiments in the application of boundary — layer control. Pewne doświadczenia w dziedzinie zastosowań sterowania warstwą przyścienną. SAE Trans. t. 64, 1956, s. 101, A4, 11 str., 4 fot., 6 rys., 5 wykr.

Zagadnienie sterowania warstwą przyścienną w celu powiększenia siły nośnej. Sterowanie warstwą w przypadkach profilu grubego, cienkiego profilu szybkościowego oraz profilu z kłapą tylną. Niektóre wyniki użycia odsysania na krawędzi natarcia skrzydeł skośnych myśliwca odrzutowego (na samolocie F86F uzyskano wzrost Gz_{max} od 1,1 do 1,8). Użycie w odniesieniu do ciężkiego samolotu transportowego XC-123D, kombinacji odsysania i wdmuchiwania przy współpracy z kłapami (odsysania w środkowej, wdmuchiwanie w zewnętrznej części płata), dało szereg interesujących wyników, np. skrócenie długości startu z 600 do 260 m i długości lądowania z 370 do 240 m. Rolę pompy w systemie odsysania i wdmuchiwania spełniają silniki odrzutowe Turbomeca Aspin II. W dyskusji zawarto szereg dodatkowych, ciekawych uwag dotyczących omódnego problemu. A. Jakubowski

67* 620.178.3:629.13.012 ILOt
The aircraft fatigue problem. Zagadnienie zmęczenia w konstrukcji samolotów. Aeroplane. 1956, t. 91, nr 2351, A4, s. 464–465.

Sprawozdanie z sesji poświęconej zagadnieniom zmęczenia w konstrukcji płatowców i silników lotniczych. Sesja miała miejsce na konferencji inżynierów amerykańskich i angielskich w Londynie 1956. Główny referat wygłosił P. L. Teed. Przedstawił on poszczególne źródła zmęczenia, omówił aspekt konstrukcyjny, obsługowy i eksploatacyjny obciążeń oraz uszkodzeń zmęczeniowych. W szerokiej dyskusji zwrócono uwagę na trudności w określeniu długości bezpiecznej służby konstrukcji lotniczych ze względu na zmęczenie. R. Lewandowski

68* 533.691.15 ILOt
Attinello J. S.: Wing-lift augmentation methods for the improvement of low-speed performance of high-speed aircraft. Metody zwiększenia siły nośnej skrzydła w celu poprawienia osiągnięć przy małej prędkości samolotu szybkiego. SAE Trans., t. 64, 1956, s. 108; A4; 15 str., 8 fot., 7 rys., 7 wykr., 20 poz. bibl.

Wpływ warstwy przyściennej na wielkość maksymalnego współczynnika siły nośnej. Omówienie w historycznej kolejności najważniejszych prób użycia sterowania warstwy przyściennej w celu poprawienia warunków startu i lądowania. Wzmianka na temat instalacji odsysania z porowatą kłapą na samolocie F-86A. Opis instalacji sprężonego odsysania i wdmuchiwania na samolocie Cessna 170, na doświadczalnym modelu francuskiego myśliwca S. O. 6020 oraz na myśliwcu odrzutowym F 9 F-4. Nadcyrkulacyjny system sterowania warstwy przyściennej użyty na samolocie F 9 F-4, opracowany przez autora artykułu, dał b. dobre wyniki (zwiększenie siły nośnej równoważne 25% powiększeniu powierzchni skrzydła, kosztem zaledwie 23 kg dodatkowego ciężaru) i jest jego zdaniem pierwszym systemem o doniosłym praktycznym znaczeniu. Dyskusja. A. Jakubowski.

69* 533.691 ILOt
Malavard L., Jousserandot P., Poisson-Quinton Ph.: Jet — induced circulation control. Part I. Sterowanie cyrkulacji za pomocą wypływu gazów. Część I. Aero Dig., t. 73, nr 3, wrzes. 56, s. 21, A4, 7 str., 2 fot., 11 wykr., 11 poz. bibl.

Część I większej pracy poświęconej omówieniu zagadnienia wytwarzania siły nośnej na płycie na drodze wykorzystania energii gazów silnika odrzutowego. Wdmuchiwanie sprężonego powietrza przez szczelinę umieszczoną w krawędzi spływu profilu pozwala na zwiększenie cyrkulacji, mówiąc ogólniej na jej sterowanie. Pozwoli to na skracanie startu i lądowania samolotów. Dla uzyskania wyraźnych skutków konieczne jest posiadanie do dyspozycji znacznych ilości energii gazów, rzędu takiego jaki daje napęd w locie normalnym. Część I wprowadza w zagadnienie, część II podą stronę teoretyczną i wyniki doświadczeń zaś część III omówi zastosowania praktyczne sterowania cyrkulacji w konstrukcji płatowca. R. Lewandowski

70* 629.139.6:623.746 ILOT
Feuchter: Wzlot istriebitelej i bombardirowszczikow s pieriedwied-
nych startowych ustanowok. Start myśliwców i bombowców z ru-
chomych urządzeń startowych. Wopr. rakieta. Techn., r. 6, nr 2 (32)
1956, s. 22; B5, 2 str., tłum. z czasop.: Flugwelt, r. 8, nr 8,
s. 389—392, 1955 r.
Krótkie omówienie różnych rodzajów naziemnych urządzeń
startowych, pozwalających na znaczne skrócenie bieżni. W szcze-
gólności wózki raketowe mogą praktycznie niezależnie start
lekkih samolotów bojowych od betonowych bieżni.

W. Narkiewicz

71* 629.135.15 ILOT
Eppler R.: Die Auslegung von Segelflugzeugen. Projektowanie
szybowców. Aero Rev. Suisse, 1956, nr 8, A4, s. 365—371, rys. 9, poz.
bibl. 6.

Odczyt wygłoszony na szóstym kongresie OSTIV w r. 1956 doty-
czący zagadnienia wyboru najkorzystniejszych parametrów szy-
bowca wyczynowego — z punktu widzenia jego charakterystyki
przelotowej. Autor omawia wpływ wydłużenia skrzydła, obciążenia
powierzchni nośnej oraz charakterystyki aerodynamicznej pro-
filu na prędkość przelotową szybowca i prędkość opadania w kra-
żeniu. Rozważania dotyczą przede wszystkim szybowców klasy
ograniczonej (skrzydło niezmechanizowane o niedużej rozpiętości).
J. Sandauer

SMIGLOWCE

72* 629.135.4:533.6.015.2 ILOT
Winickij W., Pawłow J.: Posadka wiertolota w sluczaje otkaza
dwigatiela. Ładowanie śmigłowca w przypadku uszkodzenia silnika.
Grażd. Awiacja. 1956, nr 9, A4, s. 14—15, rys. 4.

Technika pilotażu śmigłowca (Mi-1) w locie bezsilnikowym z sa-
mokretem wirnika nośnego. Przystępnie opisane dla użytkowników
śmigłowca dwa rodzaje lądowań z dobiegiem (lądowanie „samo-
lotowe“ i lądowanie z wykorzystaniem skoku ogólnego wirnika)
oraz podstawowe lądowanie bez dobiegu, najbezpieczniejsze, pole-
gające na kombinacji sterowania okresowego ze sterowaniem sko-
ku ogólnego.
B. Zurakowski

73* 629.135.4:656.7.052.5 ILOT
Drobyszewskij G., Makarow K.: Osobennosti polotow na wierto-
lotach w słoznych metieorologičeskich usłowach. Cechy szcze-
gólne lotów na śmigłowcach w ciężkich warunkach meteorologicz-
nych. Gražd. Awiacja. 1956, nr 7, A4, s. 17—18, rys. 6.

Autorzy uzasadniają konieczność opanowania pilotażu śmigłow-
ców wg przyrządów pokładowych. Zwracają uwagę na trudności
przy bezpośrednim przejściu z wznoszenia do szybowania. Oma-
wiają zadania ważniejszych przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych
i ich rozmieszczenie na tablicy pokładowej. Na podstawie wykre-
sów otrzymanych z badań w locie wyjaśniają różnice między po-
chyleniem samolotu a śmigłowca przy wznoszeniu i przy szybko-
waniu.
B. Zurakowski

SMIGŁA

74* 533.662.4:620.178.3 ILOT
Richards D. G.: Structural testing of aircraft propellers. Badania
wytrzymałościowe śmigieł lotniczych. Proc. Soc. Experimental
Stress Analysis, t. 13, nr 2, 1956, s. 49, A4, 3 str., 5 fot., 5 wykr.

Dla zapewnienia śmigłom lotniczym długiego, bezpiecznego okre-
su pracy, sięgającego dla udanych konstrukcji do 25 000 godzin lotu,
konieczny jest umiejętnie zestawiony program badań. Artykuł
przedstawia metodę realizowania w warunkach laboratoryjnych
obciążenia zmęczeniowych (drgań) odwzorowujących warunki pracy
śmigła w locie. Wyniki tych badań są konfrontowane z wynikami
zużycia śmigieł, pracujących w warunkach rzeczywistych. To po-
wiązanie praktyki z badaniami naukowymi prowadzi do podniesie-
nia żywotności śmigieł.
R. Lewandowski

75* 629.13.038:533.662 ILOT
Fairhurst L. G.: Propellers for military and civil aircraft. Śmigła
dla samolotów wojskowych i cywilnych. J. Royal Aeronaut. Soc.,
t. 60, nr 548, sierp. 56, s. 515, A4, 8 str., 8 rys., 2 wykr.

Główny inżynier znanej firmy „Rotol“ oraz zakładów British
Messier Ltd. omawia aktualny stan techniki śmigłowej. Przede
wszystkim są przedstawione zagadnienia konstrukcyjne i techno-
logiczne śmigieł dla silników turbinowo-śmigłowych. Poruszono
zagadnienia śmigieł przydźwiękowych i naddźwiękowych oraz osłon
śmigieł z wewnętrznym przepływem powietrza (Ducted spinner).
R. Lewandowski

76* 621.431.75-752 ILOT
Kostogłodow I., Smirnow W.: Priedotwraszczenie trieszczin na
wałach wintow. Zapobieganie pęknięciom na wale śmigła. Gražd.
Awiacja, t. 13, nr 8, sierp. 56, s. 28, A4, 1,5 str., 1 rys., 1 wykr.

Na silnikach ASz-82 FN stwierdzano czasami pęknięcia końcówki
wielowypustowej wału. Badania wykazały, że prawdopodobną przy-
czyną pęknięć było wyrobienie się sworzni tłumika drgań, co
znacznie zwiększyło amplitudę drgań skrętnych wału.
W. Narkiewicz

PRODUKCJA

77* 629.13.002 ILOT
Puckle O. S.: The fifth aircraft production conference. Piąta kon-
ferencja produkcji lotniczej. Aircr. Prod. 1957, t. 19, nr 2, A4,
s. 56—63, rys. 7, tabl. 2.

Na rocznej konferencji produkcyjnej inżynierów omówiono no-
we materiały i metody stosowane w produkcji. Między innymi
poświęcono dużo uwagi sterowaniu elektronowemu obrabiarek.
Stosowanie sterowania programowego do różnych typów frezarek
w przemyśle lotniczym. Na maszynach wytwarzane są pokrycia
integralne, żebra, wręgi, łopatki turbin, śruby okrętowe. Frezarka
do pokryć integralnych f-mj Cincinnati oraz kolejność zabiegów
w przygotowaniu jej do wykonywania czynności.
J. Luboiński

78* 621.914:629.13.002 ILOT
Sculpture-milling. Frezowanie części integralnych. Aircr. Prod.
1956, t. 18, nr 12, A4, s. 502—511, rys. 11.

Opis frezarki do wykonywania części integralnych stosowanej
w zakładach de Havilland Aircraft Co. Frezarka, budowy lekkiej,
nietypowej, układu bramowego dla części z metali lekkich. Pro-
wadnice na wzdłużnych łożyskach kulkowych. Wymiary gabary-
towe frezarki: długość 8600 mm, szerokość 4200 mm, wysokość 2400
mm — z uchwytem próżniowym. Głowica napędzana silnikiem
mocy 10 KM o zmiennych obrotach od 6000 obr/min. do 18 000 obr/min.

Frezy są nakładane z węglików wolframu (tungstenu). Szablony
w zależności od ilości, wykonywane są z drzewa z blach ze stop-
ów lekkich lub stali. Przykłady wykonywanych przedmiotów
z podaniem zużytego czasu.
J. Luboiński

629.13.002

79* ILOT
Banks C. B.: Time in aircraft manufacture. Czas w budowie sa-
molotów. Aircr. Prod. 1956, t. 18, nr 12, A4, s. 488—492.

Omówienie i krytyka przemysłu angielskiego zużywającego na
budowę prototypu samolotu myśliwskiego siedem lat, bombowca
około dziesięciu lat. Podano czasokresy z North American Avia-
tion dla budowy samolotów P. 51, F86A, F86D, F100A, które wy-
noszą od dwóch do czterech i pół roku. Stwierdzono niedostatecz-
ną przepustowość produkcji samolotów komunikacyjnych. Koszt
wykonania prototypu i opracowania produkcji silnika turbodru-
zowego o sile ciągu 15 000 funtów wynosi 8 000 000 funtów szt. i trwać
będzie 5 lat. Autor wzywa do wysnucia odpowiednich wniosków
z błędów popełnionych i poważnego potraktowania przemysłu
lotniczego.
J. Luboiński

621.96

80* ILOT
Waller J.: Tooling for short-run production. Oprzyrządowanie dla
produkcji maloseryjnej. Sheet Metal Ind. 1957, t. 34, nr 358, B5,
s. 115—120, rys. 10.

Oprzyrządowanie uniwersalne pras, służących głównie do wyci-
niania. Kompletne stempli i matryce okrągłych. Stemple dla zmniejsza-
nia siły posiadają skośne krawędzie. Uniwersalny stempel i ma-
tryca do zaokrąglania rogów na blachach. Stemple dwustronne do
wycinania zaokrąglonych na wszelkiego rodzaju obejmach. Przyrządy
do gięcia z wymiennymi stemplami. Artykuł posiada dużo dobrych
ilustracji.
J. Luboiński

629.13.002:629.13.012

81* ILOT
Noton B. R.: Honeycomb sandwich construction for supersonic
aircraft. Konstrukcje przekładkowe (sandwich) w zastosowaniu do
samolotów naddźwiękowych. Aircr. Engng. 1957, t. 29, nr 335, A4,
s. 13—18, rys. 12, poz. bibl. 22.

Zastosowanie konstrukcji przekładkowej, gdzie jako przekładki
użyto aluminium o kształcie plastra miodowego klejonego przy
pomocy Redux 775, 775 R i Bloomingdale FM47. Wyniki przeprowa-
dzonych wg programu prób oraz wpływ temperatury na wytrzy-
małość i ścinanie. Klejenie to jest niedostateczne w temperaturze
70°C. Autor zaleca rozwijać pracę nad nowymi klejami, jak rów-
nież nad materiałami izolacyjnymi oraz kombinacjami w stosowa-
niu różnych materiałów na przekładki.
J. Luboiński

668.3.629.13.002

82* ILOT
Wiślicki T.: Klejenie niemetalu. Cz. I, II, III. Techn. Lotn. 1956 r.
II, nr 2, 4, 6, A4, s. 51—59, 106—116, 167—178, tabl. 4, rys. 56, poz.
bibl. 6.

Znaczenie stosowania klejów w produkcji lotniczej, wymagania
stawiane klejom jako surowcowi, w czasie wykonania połączenia
i w okresie eksploatacji. Klasyfikacja oraz przegląd najczęściej
spotykanych klejów. Zagadnienia technologiczne, przygotowanie
kleju i powierzchni klejonych, sposoby klejenia, stosowane ciśnie-
nia przy sklejanii i sposoby zaciskania, proces wiązania i sposoby
jego przyspieszania. Urządzenie warsztatu i wyposażenie stosowane
w technice klejenia. Przegląd wad klejenia występujących w pro-
dukcji, przyczyny ich powstawania, zasady kontroli przedmiotów
sklejonych i kleju oraz sposoby pomiaru różnych sprawdzanych
parametrów wraz z opisem stosowanych aparatów i urządzeń
kontrolnych i zasad posługiwania się nimi.

MATERIAŁY

83* 629.13.002.3:669.018.296 ILOT
Guitton L.: Les aciers inoxydables et réfractaires dans l'aéro-
nautique. Stale nierdzewne i ognioodporne w lotnictwie. Metaux
et Corros. 1956, nr 374, A4, s. 407—417.

Autor omawia obecne żądania przemysłu lotniczego odnośnie
materiałów stosowanych w konstrukcjach silników odrzutowych,
których, części pracują w wysokich temperaturach (tarcze wirni-
ka, komory spalania, przewody itd). Wymienia szereg typów sa-
molotów, do produkcji których użyto stali z tytanem, pod nazwą
Inconel i Nimonic oraz stopów wieloskładnikowych. Obecnie kon-
struktorzy żądają od metalurgów stali bardziej ogniotrwałych.
Badania wykazały, że stale z molibdenem posiadają w wysokich
temperaturach dużą skłonność do utleniania, zaś stale z tytanem
stosować można tylko do 400°C. Jako ostatni kierunek wymienia
autor pokrywanie metalami szlachetnymi metali tańszych.
J. Luboiński

621.431.75:669.018

84* ILOT
Levy A. V.: Application of high temperature materials to aircraft
powerplants in the temperature range 1200—2400 F. Zastosowanie
żaroodpornych materiałów do silników lotniczych w granicach
1200—2400 F. (650—1300°C). SAE Trans. t. 64, 1956, s. 366, A4, 13 str.,
5 fot., 1 rys., 1 wykr., 10 tabl.

Przegląd możliwości stosowania różnych stopów i stali żarood-
pornych w turbinach spalinowych, silnikach przepływowych i raki-
etach.
W. Narkiewicz

669.018:629.13.002

85* ILOT
Fusible alloys aid production. Stopy łatwo topliwe pomagają
w produkcji. Aeroplane. 1957, t. 92, nr 2369, A4, s. 122—123, rys. 6.

Omówiono metody gięcia i kształtowania rur z różnego rodzaju
stopów. Ostatnio najczęściej stosowane stopy w przemyśle lotni-
czym nazwano: Cerrobend, (nadający się do gięcia), Cerromatrix
(stosowany jako wypełniacz), Cerrotro i Cerrocact (używane do
wykonywania foremek). Wszystkie te stopy zawierają jako główny
składnik bismut, cynę, ołów i antymon. Przykłady stosowania.
J. Luboiński

Niniejszy Przegląd Dokumentacyjny zawiera jedynie część ana-
liz dokumentacyjnych publikacji z zakresu lotnictwa. Pełna doku-
mentacja ukazuje się w postaci kart dokumentacyjnych wydawa-
nych przez Centralny Instytut Dokumentacji Naukowo-Technicz-
nej (Warszawa, al. Niepodległości 188). CIDNT przyjmuje prenu-
meratę kart dokumentacyjnych, która może obejmować zarówno
całą dokumentację naukowo-techniczną, jak i oddzielne jej działy
lub poszczególne zagadnienia i tematy techniczne. Cena karty
dokumentacyjnej wynosi w prenumeracie 20 gr. CIDNT wykonuje
(za zwrotem kosztów) fotokopie i mikrofilmy publikacji objętych
zarówno Przeglądem Dokumentacyjnym, jak i kartami dokumen-
tacyjnymi.

3. Paliwa amerykańskie (wyniki badań paliw handlowych)

Paliwo	IP-1		IP-3		IP-4		IP-4 wzorcowe		IP-5							
	r.1951	r.1952	r.1951	r.1952	r.1951	r.1952	r.1951	r.1952	r.1951	r.1952						
Ciepota właściwa przy 20°C g/cm³	0,7846	0,7814	0,7640	0,7690	0,7563	0,7527	0,7923	0,7645	0,775	0,7720	0,7732	0,7980	0,7879	0,7879	0,8383	0,8358
Destylacja normalna																
10% destyluje do temp. °C	175	170	72	74	73	71	66	102	105	104	102	114	116	118	203	195
50% destyluje do temp. °C	192	187	155	157	150	129	173	143	167	162	160	176	176	183	222	215
90% destyluje do temp. °C	224	216	223	222	230	216	249	207	221	216	218	234	239	236	255	243
do 204°C destyluje %						84					82,5			70,2		87,5
Prężność par metodą Reida kG/cm²			0,41	0,41	0,49	0,40	0,48	0,17	0,18	0,17	0,18	0,16	0,15	0,17	0,03	
Temperatura krzepnięcia °C	-60	-60	-60	-60	-60	-60	-60	-63	-60	-60	-60	-60	-60	-60	-48	-40
Lepkość przy -40°C cst	8,29	8,59	2,91			2,15	2,36	2,51	4,18	3,68	3,26	3,73	3,80	3,41	19,4	12,2
Punkt aniliny °C	55,6		58,5	51,2	55,7	54,5	53,4	60	56,2	56,8	56,2	55,5	41,3	54,7	57,3	57,4
Liczba bromowa %	0,95	1,57	2,59	2,30	1,52	1,06	7,3	0,93	1,91	1,63	1,59	13,0	19,6	5,60	4,3	3,7
Całkowita zawartość siarki %	0,079	0,057	0,085	0,081	0,077	0,089	0,05	0,074	0,075	0,074	0,080	0,301	0,265	0,177	0,46	0,33
Zawartość merkaptanów %	0,0009	0,0017	0,0008	0,0010	0,005	0,001	0,0005	0,003	0,0010	0,0014	0,0016	0,003	0,002	0,001	0,003	0,001
Zawartość węglowodorów aromatycznych %	14,3	14,3	11,3	14,7	12,3	10,3	25	12,2	11,9	11,9	11,3	20,4	20,3	16,4	8,3	20,3
Zawartość węglowod. nienasyconych %obj.						0,6					1,3			2,3		0,9
Wysokość płamienia niekopcającego cm						29,4					28,7			23		21
Zawartość gum obecnych, t.j. pozostałość po odparowaniu paliwa w strum. pow. przy t. 204°C m/100ml.	1,4	1,4	1,7	0,9	0,7	1,6	1,2	1,4	1,2	1,3	1,3	3,8	2,8	1,4	3	2
Zawartość gum obecnych uzyskana przez odparowanie paliwa w strum. par. wodnej w t. 232°C m/100ml.			2,2			1,5	1,8	3,2		0,7	0,6			1,0	2	1
Zawartość gum po starzeniu w strum. pow. w t. 204°C m/100ml. i następnym odpar. w strum. pow. w t. 204°C m/100ml.	1,5	1,5	4,1	5,9	1,5	1,8	8,4	6,2	3,3	2,9		19	13,4	14,5	5	2
Zawartość gum po starzeniu metodą przysp. i następnym odpar. w str. par. wodnej w t. 232°C m/100ml.			3,7			1,9	11,4	3,2		1,7	2,5			9,3	4	1
Wartość opałowa kcal/kg	10298	10296	10387	10387	10386	10389	10238	1049	10384	10386	10366	10240	10248	10315	10253	10207
Stosunek węgla do wodoru	0,1610		0,1649			0,168	0,1570	0,1605		0,1649	0,1635			0,16	0,159	0,157

TL-65-2/56-R3

Paliwo IP3 wojskowe: 70% benzyny, 30% lekkiego destylatu, prężność par 0,35 ÷ 0,49, maksymalna temperatura oddestylowania 90% 243°C.

Paliwo IP4 wojskowe i cywilne: 65% benzyny + 35% lekkiego destylatu, prężność par 0,14 ÷ 0,21; zamiast IP4 wykazującego nadmierne straty na dużych wysokościach.

IP4 paliwo wzorcowe wojskowe: paliwo gorszej jakości do przeprowadzania prób silników lotniczych nowej konstrukcji.

IP5 paliwo wojskowe: do samolotów naddźwiękowych przy lotach na dużych wysokościach.

Nafta, paliwo cywilne: nafta o temperaturze krzepnięcia -40°C. Rafinacja paliwa IP5 za pomocą SO2 dwukrotnie podnosi stabilność paliwa.

Rafinacja za pomocą H2SO4 poprawia 2,5 raza stabilność paliwa. Uwodornienie daje 5-krotną poprawę stabilności paliwa. Dodatki mogą podnieść trwałość 2-9-krotnie.

Do roku 1958 rafinerie USA będą produkowały więcej paliwa odrzutowego niż benzyny lotniczej. Nowe duże samoloty odrzutowe będą zużywały 3-krotną ilość paliwa na jednego pasażera-milę niż samoloty tłokowe.

4. Paliwo do silników odrzutowych.

Paliwo do silników odrzutowych może stanowić czystą frakcję ropy naftowej bądź też zawierać ponadto frakcje odpowiadające naftowej pod względem granic wrzenia, pochodzące z krakingu katalizacyjnego, termicznego bądź z procesów syntetycznych. W początkach rozwoju silników turboodrzutowych sądzono ogólnie, że ten typ silnika może pracować na każdym paliwie. Jednakże szereg właściwości paliwa jest istotny dla pracy silnika i wpływu tych właściwości nie można wyeliminować drogą ulepszeń konstrukcyjnych.

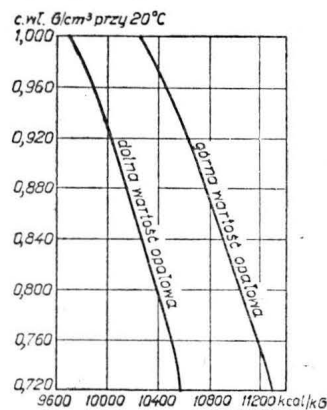
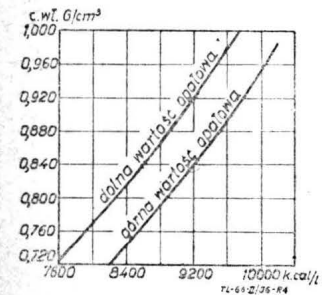
Wymagania dla silników turboodrzutowych w najogólniejszej formie można streścić w następujących punktach: wysoka wartość opałowa, łatwość pompowania w niskich temperaturach, dostateczna lotność sprzyjająca łatwemu uruchomieniu silnika w niskich temperaturach bez skłonności do tworzenia korków gazowych, pełne i dokładne spalanie bez wydzielania nazarów, trwałość przy przechowaniu i brak właściwości korozyjnych.

Wartość opałowa stanowi jedną z ważniejszych właściwości eksploatacyjnych paliwa do silników turboodrzutowych, gdyż wpływa wybitnie na zużycie paliwa i na siłę ciągu. Ważna jest nie tylko wartość opałowa na jednostkę ciężaru paliwa, lecz i wartość opałowa na jednostkę objętości paliwa, gdyż na skutek dużej prędkości i obciążenia skrzydła samolotu są krótkie i cienkie, a zatem objętość zbiorników paliwowych jest ograniczona.

5. Wartość opałowa.

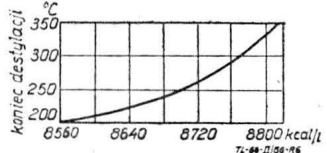
Nomogramy Siebenecka do znajdowania wartości opałowej paliw naftowych na podstawie gęstości w temperaturze 20°C.

rys. 4, rys. 5



6. Wpływ końcowej temperatury wrzenia na wartość opałową (z litra)

rys. 6



7. Zależność wartości opałowej od składu chemicznego paliwa (rys. 7 (tabela))

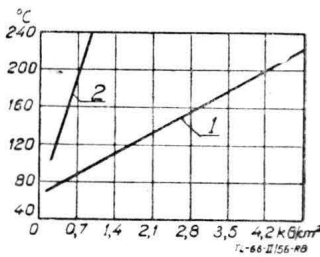
Paliwo	Ciężar właściwy g/cm³	Granice wrzenia °C	Skład chemiczny (węglowodorów) %			Wartość opałowa dolna	
			arom.	naften.	paraf.	kcal/kg	kcal/l
Nafta parafinowa	0,7475	159-265	2,6	5,2	92,2	10369	7700
Nafta naftenowa	0,7910	160-270	1,4	51,9	46,7	10260	8110
Nafta szeroko-frakcyjna	0,8015	41-286	26	-	-	10100	8070
Nafta aromatyczna	0,8645	166-253	75,2	11,4	13,4	9860	8510

TL-65-2/56-R7

8. Lotność paliwa

W silnikach turbinowych odrzutowych próbowano spalać różne paliwa: benzynę, naftę, paliwo szeroko-frakcyjne stanowiące mieszaninę benzyny, nafty i oleju gazowego i olej gazowy. Włączenie do paliwa frakcji lżejszych umożliwia łatwiejsze uruchomienie silnika, dokładniejsze spalanie paliwa, wpływa korzystnie na stałość płomienia i zmniejsza skłonność paliwa do tworzenia nazarów i wpływa korzystnie na zachowanie się paliwa w niskich temperaturach.

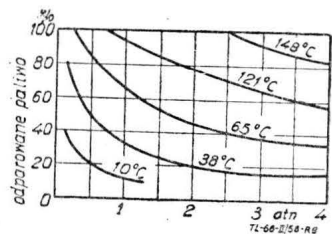
Równolegle powiększa się niebezpieczeństwo tworzenia korków parowych, podwyższają się straty na odparowanie i pogarsza się praca pomp paliwowych, ponadto, jak było wspomniane, obniża się wartość opałowa z litra.



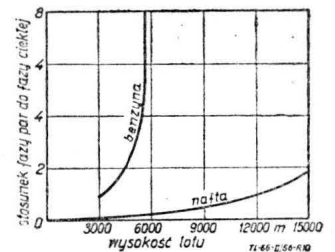
Rzędna — temperatura oddestylowania 10% paliwa
Odcięta — najmniejsze ciśnienie powietrza konieczne do zapłonu
1. Zapłon metodą zwykłą.
2. Zapłon za pomocą silnego prądu o niskim napięciu.
Przepływ powietrza 0,2 kg/sek; temperatura powietrza -30°C.

Z wykresu wynika, że przy zapaleniu prądem o niskim natężeniu następuje wydzielenie tak dużej energii, że paliwo szybko odparowuje niezależnie od składu frakcyjnego. Jeżeli przyjąć, że łatwość odparowania paliwa może być powiększona przez dokładne rozpylenie, to należy przewidzieć, że odpowiednia konstrukcja i zapłon umożliwia łatwe uruchamianie silnika na paliwie ciężkim.

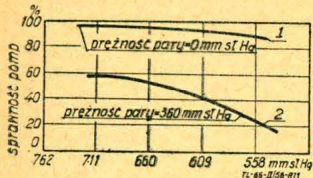
9. Zależność odparowania paliwa od ciśnienia i temperatury



10. Zależność stosunku fazy par do fazy ciekłej, od wysokości lotu



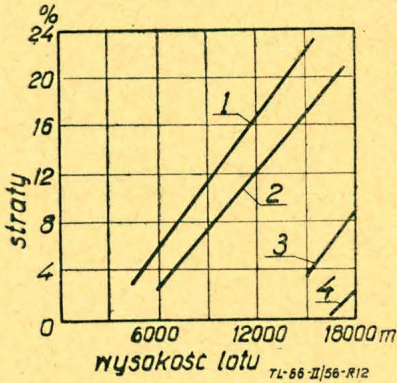
11. Wpływ prężności par paliwa na sprawność pomp



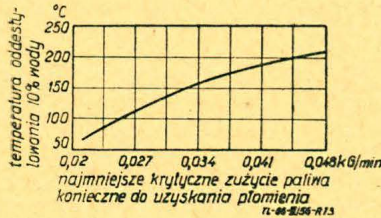
1. Krzywa sprawności pomp dla paliwa o prężności pary równej 0 mm Hg.
2. Krzywa sprawności pomp dla paliwa o prężności pary równej 360 mm Hg.

12. Zależność strat paliwa od wysokości lotu

1. Benzyna lotnicza
2. Paliwo szerokofrakcyjne o prężności pary do 360 mm st. Hg.
3. Paliwo szerokofrakcyjne o prężności pary do 103 mm st. Hg.
4. Nafta. Temperatura 49°C.

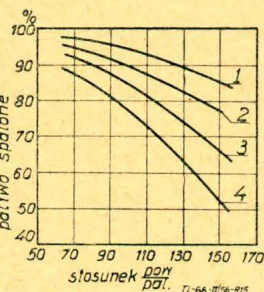
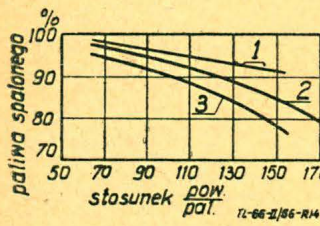


13. Wpływ lotności paliwa na wygaszanie spowodowane zubożeniem mieszanki



14. Sprawność spalania

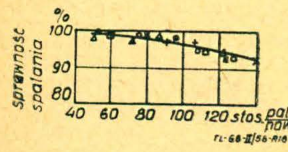
1. Nafta lotnicza o granicy wrzenia 171°... 173°C.
2. Nafta o granicy wrzenia 199°C, 90% destyluje do 369°C.
3. 80% nafty lotniczej, 20% paliwa ciężkiego.
Prędkość powietrza — średnia. Ciśnienie... 1,7 kg/cm².



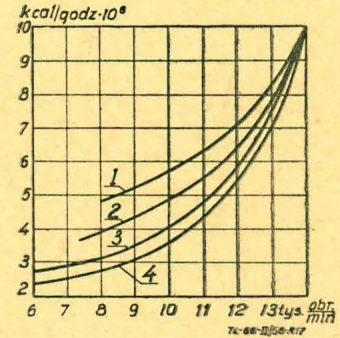
Wpływ lotności paliwa na dokładność spalania:

1. Frakcja wrząca w granicach temperatur 72°... 94°C,
2. Frakcja wrząca w granicach temperatur 96°... 109°C,
3. Frakcja wrząca w granicach temperatur 164°... 198°C,
4. Nafta lotnicza wrząca w granicach temperatur 151°... 273°C.
Prędkość powietrza mała.
Ciśnienie powietrza 1,26 kg/cm².

15. Sprawność spalania (przybliżona) różnych paliw

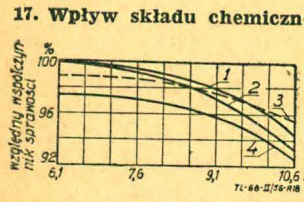


Granice wrzenia:
△... 96°... 109°C izooktan
○... 164°... 198°C izododekan
×... 97°... 126°C toluen
+... 97°... 124°C oktyleny
□... 147°... 180°C kumen
Szybki przepływ powietrza.



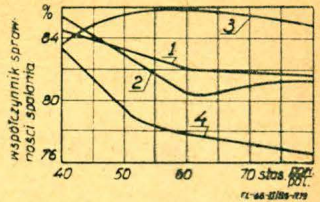
16. Wpływ rodzaju paliwa oraz stopnia rozpylenia na zużycie paliwa

1. Nafta — rozpylenie grubokropliste,
2. Paliwo do silnika wysokoprężnego — rozpylenie drobno-kropliste.
3. Benzyna — rozpylenie drobno-kropliste.
4. Nafta — rozpylenie drobno-kropliste.



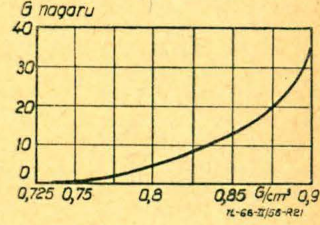
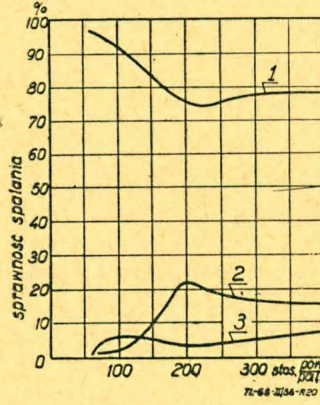
1. Paliwo wzorcowe, którego współczynnik sprawności na wysokości 6,1 km przyjęto za 100.
2. Paliwo naftenowe.
3. Paliwo parafinowe.
4. Paliwo aromatyczne.

18. Zależność sprawności spalania paliw o różnym składzie chemicznym od składu mieszanki

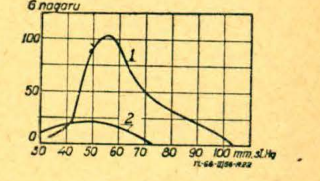


19. Rozkład strat sprawności spalania w komorze silnika wtryskiwacza 20. Zależność ilości nagaru od skowego

1. Sprawność spalania.
2. Straty przypadające na nie spalony węglowodory.
3. Straty spowodowane spalaniem do tlenku węgla.

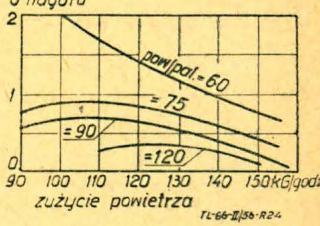
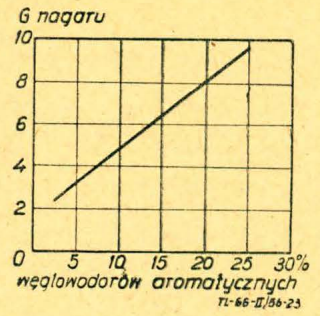


21. Wpływ ciśnienia i wydatku rozpylacza na ilość nagaru
1. Wydatek rozpylacza 1,35.
2. Wydatek rozpylacza 0,55.



23. Wpływ składu mieszanki i nadmiaru powietrza na wydzielanie nagaru

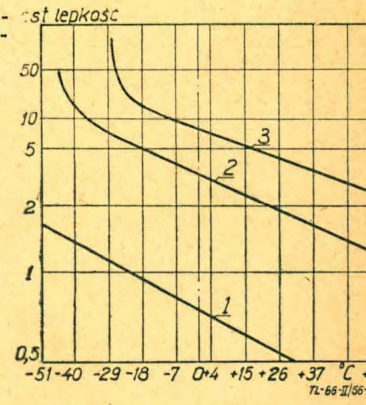
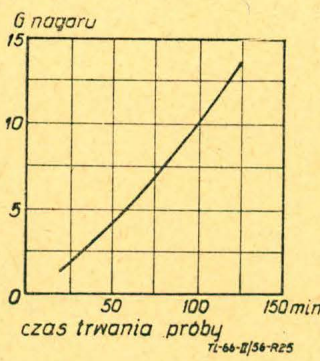
22. Zależność ilości nagaru od zawartości węglowodorów aromatycznych



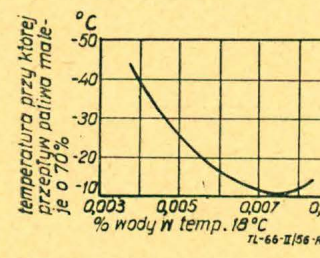
25. Właściwości paliw w niskich temperaturach. Zależność lepkości paliw od temperatury

1. Benzyna.
2. Nafta lotnicza.
3. Olej gazowy.

24. Wpływ czasu trwania próby na ilości wydzielonego nagaru



26. Wpływ zawartości wody w paliwie na zanieczyszczenie filtra paliwowego w silniku



27. Rozpuszczalność wody w paliwie

