

TECHNIKA LOTNICZA

DWUMIESIĘCZNIK ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW LOTNICZYCH
(KOŁO LOTNICZE SIMP)

TREŚĆ ZESZYTU

Idziemy do urny wyborczej		119
Przyjaźń, pomoc i przykład Związku Radzieckiego postawą naszych osiągnięć w lotnictwie	M. MONIS	120
Zagadnienie produkcyjne montażu samolotów	Z. OSIŃSKI	122
Rozwój przepisów budowy samolotów	F. JANIK	126
Przy rysownicy — Rysunek ofertowy	S. MADEYSKI	135
Skrzynka techniczna — W sprawie Muzeum Lotnictwa	R. FLACH	140
Nowości techniczne	A. T., R. L.	141
Przeglądamy usprawnienia	S. M.	143
Na półkach księgarskich		145
W sprawie wydawnictwa „Prace Głównego Instytutu Lotnictwa“		146

BIULETYN GŁÓWNEGO INSTYTUTU LOTNICTWA

Stanowisko do badania modeli sprężarek osiowych	B. KRAJEWSKI	147
---	------------------------	-----

PRZEGLĄD BIBLIOGRAFICZNY LOTNICTWA

5

1952

WRZESIEŃ—PAŹDZIERNIK

ROK VII

WYDAWNICTWO NACZELNEJ ORGANIZACJI TECHNICZNEJ

POMOCE KONSTRUKTORSKIE TECHNIKI LOTNICZEJ

Przybliżona metoda przeliczania zmian osiągnięć samolotu

W obecnym zeszycie podajemy przybliżoną metodę przeliczania określonych zmian osiągnięć samolotu spowodowanych zmianami takich parametrów jak warunki atmosferyczne, moc silnika, ciężar samolotu i opór szkodliwy. Metoda dotyczy samolotów napędzanych silnikami tłokowymi oraz śmigłami stałymi lub nastawnymi.

Przy wyprowadzaniu poszczególnych zależności poczyniono szereg uproszczeń uzyskując z jednej strony proste i łatwe w użyciu wzory, dokładność wyników nie jest jednak zbyt duża. Zmiany parametrów nie powinny przekraczać 5 — 10%, gdyż inaczej wyniki są obciążone już za dużym błędem. Metoda jest zaczerpnięta z podręcznika Pysznowa „Aerodynamika samolotu” Oborongiz 1943.

Są również znane metody dające większą dokładność, wymagają jednak znajomości biegunowej samolotu — przynajmniej jej przybliżenia parabolicznego — oraz charakterystyki śmigła i silnika. Znajdują one zastosowanie przy projektowaniu samolotów. Są jednak bardziej czasochłonne niż podana niżej metoda przybliżona. Bez wnikanja w aerodynamiczną i napędową charakterystykę samolotu pozwala ona szybko odpowiedzieć na pytania stawiane użytkownikowi sprzętu lotniczego w warunkach codziennego ruchu lotniczego.

Przykład obliczeniowy, który umieścimy w następnym zeszycie zilustruje sposób przeprowadzenia obliczeń.

Wykaz oznaczeń

Δt °C	różnica temperatury pomiędzy warunkami dnia i warunkami A. W.	w m/sec	prędkość wznoszenia (pionowa)
Δp mm Hg	różnica ciśnienia pomiędzy warunkami dnia i warunkami A. W.	Q kG	ciężar samolotu w locie
N KM	moc silnika	c_x	współczynnik oporu samolotu
n obr/min	obroty silnika	S m ²	powierzchnia nośna
V_{max} km/h	największa prędkość lotu poziomego	F m ²	powierzchnia przekroju poprzecznego bryły umieszczonej nazewnątrz samolotu
V_{ch} km/h	prędkości charakterystyczne takie jak np.	h m, km	pułap samolotu.
	V_{opt} prędkość optymalna odpowiadająca najlepszej doskonałości		
	V_{ek} prędkość ekonomiczna odpowiadająca minimum mocy		
	V_p prędkość przeciągnięcia odpowiadająca c		

Przy omawianiu warunków atmosferycznych punktem wyjścia są warunki normalne tj. $t = 15^\circ\text{C}$ i $p = 760$ mmHg, na wysokości temperatura i ciśnienie są określone za pośrednictwem atmosfery wzorcowej A. W. (patrz PN/L 02001). Tak więc dobierając odpowiednio Δt i Δp możemy realizować różne warunki dnia lub też różne wysokości lotu.

СОДЕРЖАНИЕ

Пиступаем к выборам	119
M. MONIS	
Дружба, помощь и пример Советского Союза — основой наших достижений в области авиации	120
Z. OSIŃSKI	
Производительные вопросы сборки самолётов	122
F. JANIK	
Эволюция норм прочности самолётов	126
За чертежной доской — S. MADEYSKI. Предложенный чертеж	135
Технический почтовый ящик — R. FLACH. К вопросу постройки авиационного музея	140
Технические новости — A. T., R. L.	141
Обзор новаторских предложений — S. M.	143
На книжных полках	145
К вопросу издательства „Труды Главного Института Авиации”	146
Бюллетень Главного Института Авиации — B. KRAJEWSKI. Стенд для испытания осевых компрессоров	147
Библиографический обзор авиации	150

CONTENTS

We are preparing to the National Election	119
M. MONIS	
Friendship, assistance and example of USSR — base of our achievements in aviation	120
Z. OSIŃSKI	
Aircraft assembly production problems	122
F. JANIK	
Development of aircraft airworthiness requirements	126
At the drawing board — S. MADEYSKI. Proposal drawing	135
Technical letter box R. FLACH. About the Problem of Aviation Museum	140
Technical news — A. T., R. L.	141
Review of rationalisation projects — S. M.	143
On booksellers shelves	145
Concerning the publication „Proceedings of the Principal Institute of Aeronautics”	146
The GIL Bulletin — B. KRAJEWSKI. Test-stand for axial compressors	147
Aviation bibliography	150

TECHNIKA LOTNICZA — Dwumiesięcznik Związku Polskich Inżynierów i Techników Lotniczych (Koło Lotnicze SIMP) Wydawnictwo NACZELNEJ ORGANIZACJI TECHNICZNEJ

Redaguje Komitet Redakcyjny w składzie: Redaktor Naczelny — mgr inż. Jan Paczoski, Redaktorzy Działowi — mgr inż. St. Lassota, mgr inż. R. Lewandowski, mgr inż. St. Madeyski, Redaktor Techniczny — Czesław Piekarski.

Adres Redakcji: Warszawa I, Nowowiejska 24.

Redaktor Naczelny przyjmuje we wtorki i piątki godz. 17.30 — 18.30.

Adres Administracji: Administracja Czasopism Technicznych NOT. Warszawa, Czackiego 3/5, tel. 8-9510 do 16. Kolportaż: PPK „Ruch”. Konto PKO I-19890/110.

Cena pojedynczego zeszytu 9.— zł.

Prenumerata roczna 54.— zł.

Półroczna 27.— zł

TECHNIKA LOTNICZA

DWUMIESIĘCZNIK ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW LOTNICZYCH
(KOŁO LOTNICZE SIMP)

ROK VII

ZESZYT 5 (18)

WRZESIEŃ-PAŹDZIERNIK 1952 R.

IDZIEMY DO URNY WYBORCZEJ

...Potężna rozbudowa przemysłu da w roku 1960 z górą dziesięciokrotny wzrost produkcji w porównaniu z produkcją przedwojenną.

...Rozbudujemy nasze bazy surowcowe...

...Rozbudujemy znacznie górnictwo i przemysł w całej Polsce nie wyłączając zacofanych, nie posiadających przemysłu okręgów rolniczych...

...Rozpocniemy budowę wielkich zapór wodnych i kanałów żeglownych, wielkich elektrowni na Wiśle i Bugu, które umożliwią zelektryfikowanie zacofanych połaci Kraju...

...Wielkie budowlę socjalizmu staną się podstawą techniczną szybkiego rozwoju i przebudowy rolnictwa.

...Rozwijać będziemy na szeroką skalę budownictwo mieszkaniowe.

W okresie bieżącego dziesięciolecia zakończymy odbudowę Warszawy, budowę dwóch pierwszych wielkich tras warszawskiego Metra, odbudujemy Wrocław, Gdańsk i Szczecin.

Zbudujemy miasta socjalistyczne — Nową Hutę i Nowe Tychy oraz szereg wielkich osiedli robotniczych.

...Zapewnimy każdemu dziecku w mieście i na wsi wykształcenie co najmniej w zakresie pełnej szkoły 7-klasowej.

Zapewnimy średnie wykształcenie wszystkim dzieciom w wielkich miastach i ośrodkach przemysłowych, jak również coraz liczniejszym rzeszom dzieci wiejskich...

(Wyjątki z programu wyborczego Frontu Narodowego)

Dnia 26 października br. Naród Polski wybierze posłów do nowego prawdziwie demokratycznego sejmu, sejmowi, któremu powierzy bardzo poważne i doniosłe zadanie wcielenia w życie zasad Konstytucji, czuwanie nad umocnieniem niepodległości i bezpieczeństwa Ojczyzny, rozkwitu gospodarki narodowej i podniesienia dobrobytu mas pracujących.

W szeregach wyborców staną również liczne rzesze tych, których wspólnym celem i dążeniem jest rozbudowa ilościowa i jakościowa lotnictwa Polski Ludowej, lotnictwa, które na wzór przodującego w świecie lotnictwa Związku Radzieckiego chce służyć sprawie pokoju, chce służyć interesom prostych ludzi miast i wsi, lotnictwa, które czujnie i nieugięcie stoi i stać będzie na straży budowy socjalizmu i sprzeciwi się wszelkim szaleńczym zamiarom podporządkowania świata interesom garstki kapitalistów.

Pracownicy lotnictwa rozsiani po różnych odcinkach naszej pracy — w przemyśle, czy w instytucjach naukowych, w aeroklubach czy liniach lotniczych, w wojskowych czy cywilnych warsztatach lotniczych i eskadrach, w biurach konstrukcyjnych itp. masowo i z entuzjazmem stają w szeregach Frontu Narodowego, dając wyraz swym uczuciom przez podejmowanie dla poparcia programu Frontu Narodowego i celem uczczenia XIX Zjazdu WKP(b) poważnych zobowiązań produkcyjnych, które wybitnie przyczynią się do dalszego przyspieszenia tempa naszych prac.

Program wyborczy Frontu Narodowego pokazuje nam ogólne perspektywy rozwoju gospodarczego, społecznego i kulturalnego naszej Ludowej Ojczyzny w najbliższych latach, wytycza drogę rozwojową do podnie-

sienia warunków bytu ludzi pracy, wytycza drogę do socjalizmu.

Zdajemy sobie sprawę, że od stworzenia programu do jego zrealizowania czeka nas długa, ciężka i mozolna praca, czeka codzienne wykonywanie i przekraczanie planów, stworzenie i realizacja planów okresowych, przybliżających nas do wytkniętego celu. Patrząc jednak na nasze osiągnięcia dotychczasowe ogólne i lotnicze, patrząc na rosnące mury Warszawy i Nowej Huty czy Gdańska, patrząc na coraz liczniej wyrzucane w niebo kominy fabryk, patrząc na osiągnięcia naszego lotnictwa sportowego i wojskowego, a w szczególności na wspaniały rozwój szybownictwa, obserwując stały rozwój naszych linii lotniczych, widząc intensywny wzrost instytucji naukowo-badawczych, jesteśmy pewni, że tak jak i dotychczas z postawionych zadań wywiążemy się i cel osiągniemy.

Bojowymi zadaniami na najbliższy okres są wytyczne VII Plenum KC PZPR. Wytyczne te oraz wynikające z nich na najbliższą przyszłość zadania dla świata techników polskich stanowiły podstawę dla obrad II Kongresu Inżynierów i Techników Polskich.

Rozwinięcie i wprowadzenie do zakładów pracy wytycznych VII Plenum KC PZPR oraz obrad II Kongresu Inżynierów i Techników należeć będzie właśnie do nas.

Inżynierowie i technicy lotniczy staną wszyscy w szeregach Frontu Narodowego, oddając swe głosy na listę Frontu Narodowego, aktywną pracą naszą przyczynić się do sprawnego i przedterminowego wykonania zadań wynikających z programu Frontu Narodowego, z uchwał VII Plenum KC PZPR, z uchwał II Kongresu Inżynierów i Techników Polskich.

Mjr. MONIS

Przyjaźń, pomoc i przykład Związku Radzieckiego podstawą naszych osiągnięć w lotnictwie

Gdy w dniu Święta Ludowego Lotnictwa Polskiego podsumowaliśmy nasze ogromne osiągnięcia w dziedzinie wyszkolenia, propagandy oraz rozwoju naukowej myśli lotniczej, mimowoli zwracamy się myślami do niezwykłego lotnictwa radzieckiego — dumnych sokołów stalinowskich. Historia lotnictwa nie zna podobnych przykładów ofiarnej walki, żelaznej wytrwałości, masowego bohaterstwa, odwagi, męstwa i gorącej miłości Ojczyzny, jaka cechuje radzieckich lotników.

Słuszną jest duma ludzi radzieckich ze swego lotnictwa i słuszną nazwa — stalinowskie sokoły. Dzięki bowiem Józefowi Stalinowi wyrosły w Związku Radzieckim nieustraszone zastępy najlepszych na świecie lotników i konstruktorów najlepszych na świecie samolotów.

Józef Stalin jest kierownikiem i twórcą lotnictwa radzieckiego. Jego to imię noszą radzieccy lotnicy. On bowiem troszczył się po ojcowsku o wychowanie najlepszych mistrzów sztuki pilotażu. On systematycznie kierował konstruktorską myślą lotniczą w Związku Radzieckim, wnikał w szczegóły budowy nowych zakładów lotniczych i nowych konstrukcji samolotów. On osobiście dawał zadania personelowi latającemu i technicznemu i uważnie śledził przebieg wyszkolenia bojowego. On postawił przed swymi sokołami cel: „Latać dalej, szybciej i wyżej od innych“.

Gdy zastanawiamy się nad historią naszego Ludowego Lotnictwa widzimy, że jego powstanie i wspaniały rozwój umożliwia przyjaźń, pomoc i przykład Związku Radzieckiego. Gdy w roku 1943 najlepsi synowie narodu polskiego, rewolucjonści zahartowani i wychowani przez KPP, równolegle z walką podjętą w kraju przez Polską Partię Robotniczą organizują w ZSRR regularne siły zbrojne, aby przy boku Armii Radzieckiej walczyć o Polskę Ludową, armia ta musiała mieć nie tylko wojsko lądowe, lecz również i lotnictwo — o wiele potężniejsze, o wiele liczniejsze niż zacofana i słabo uzbrojona armia przedwrześniowa. Taka była niezłomna wola ludu polskiego, którego dążenia tak trafnie formułował na emigracji w ZSRR Związek Patriotów Polskich. Takie było najszersze pragnienie naszego sojusznika — Związku Radzieckiego i jego wodza — wielkiego przyjaciela Polski — Józefa Stalina.

Jednocześnie prawie z powstawaniem jednostek wojsk naziemnych rozpoczyna się więc organizowanie i szkolenie pierwszych oddziałów naszego ludowego lotnictwa. Chyba w żadnym innym rodzaju broni nie stanęliśmy wobec tak ogromnych trudności, jak podczas organizacji Wojsk Lotniczych. Należało rozpocząć budownictwo polskich sił lotniczych od podstaw, w warunkach prawie całkowitego braku wyszkolonych kadr. Lecz organizatorzy polskich sił zbrojnych w ZSRR — komuniści polscy — świadomi swych obowiązków wobec narodu i ufni w niezłomną przyjaźń i braterską pomoc wielkiego Związku Radzieckiego nie ulegli się trudności. Przystąpiono do formowania ludowego lotnictwa.

Zadanie stworzenia wspaniale wyszkolonych i zaopatrzonych w najnowocześniejszy sprzęt techniczny jednostek lotniczych mogło być i zostało w pełni zrealizowane jedynie dzięki wszechstronnej pomocy i opiece Państwa Radzieckiego i osobiście towarzysza Stalina. Lotnictwu naszemu zapewniono całkowite zaopatrzenie w sprzęt bojowy, paliwo, kadry instruktorskie i dowódcze, amunicję, umundurowanie, pomoce naukowe i wszystko to, co jest niezbędne w procesie intensywnego szkolenia lotniczego.

W dniu 20 sierpnia 1943 roku powstaje 1-szy Pułk Lotnictwa Myśliwskiego „Warszawa“.

Wszechstronna pomoc ZSRR, entuzjazm szkolących się lotników oraz zapał pracy instruktorów, głęboka świadomość polityczna składu osobowego i wzorowe polityczne

zabezpieczenie zajęć — o to czynniki, które pozwoliły szybko osiągnąć wspaniałe rezultaty.



Wychowawca naszych myśliwców
plk. Tałdykin.

W okresie, gdy nowosformowane jednostki przystąpiły do intensywnego szkolenia bojowego, znaczna część naszych przyszłych pilotów szkoliła się również w lotniczych szkołach radzieckich. Piloci nasi zdobywali przebogata wiedzę i doświadczenie.

Na początku 1944 roku rozpoczęto formowanie następnych jednostek lotniczych, powstaje mianowicie 2-gi



Wychowawca naszych szturmowców
Bohater Związku Radzieckiego
kpt. Kitajew

Pułk Nocnych Bombowców „Kraków“ oraz 3-ci Pułk Lotnictwa Szturmowego.

W lipcu 1944 r. zostało całkowicie zakończone formowanie i szkolenie pułków i na mocy rozkazu dowódcy I Armii WP zostaje stworzona 1-sza Mieszana Dywizja

Lotnicza, w skład której wchodzi wszystkie uprzednio powstałe polskie jednostki lotnicze.

20 sierpnia 1944 r. rozpoczął się chlubny szlak bojowy Dywizji. 2-gi Pułk Nocnych Bombowców otrzymał zadanie zbombardowania zgrupowania faszystowskiego w rejonie Płońsk. Akcja ta rozpoczyna szlak bojowy ludowego Lotnictwa Polskiego. W październiku 1944 r. dzięki ogromnej i wszechstronnej pomocy Związku Radzieckiego zostaje stworzona Polska Armia Lotnicza, posiadająca w swym składzie wszystkie rodzaje lotnictwa, bazy szkoleniowe, remontowe, zaopatrzeniowe itd. O rozmiarach całkowite bezinteresownej, braterskiej pomocy ZSRR świadczy najdobitniej fakt przekazania nam wielkiej ilości samolotów, świadczy fakt skierowania do naszych jednostek szeregu doświadczonych oficerów radzieckich, dzięki którym można było wyszkolić w tak krótkim okresie nasze młode kadry i skutecznie kierować nimi w walkach. Oficerowie radzieccy nie byli jedynie dowódcami i instruktorami, ale również doświadczonymi towarzyszami i wychowawcami naszych lotników. Udzielali im maksymalnej pomocy i oddali całkowicie swe siły, a często i życie sprawie zbudowania naszego Ludowego Lotnictwa.

Wymownie świadczy o tym na przykład wyjątek ze wspomnień bojowych jednego z czołowych naszych pilotów, oficera Szwarca: „Gdy w sierpniu 1944 roku w składzie klucza wykonywaliśmy zadania bojowe na rozpoznanie, ujrzałem nagle doganiający nas samolot. Był to dowódca pułku ppłk. Tałdykin, który dołączył się do nas i dalej już pod jego kierunkiem wzorowo wykonaliśmy zadanie. Po wylądowaniu wyjaśniła się przyczyna niespodziewanego przybycia dowódcy pułku. Dowiedzieliśmy się od dyżurnego radiotelegrafisty, że po naszym starcie radiostacje naprowadzenia frontu podały, że w rejonie naszego lotu pojawiły się grupy hitlerowskich samolotów typu FW—190 i Me—109. Ppłk. Tałdykin, który przy radiostacji śledził za naszym lotem, usłyszawszy ten meldunek, natychmiast wystartował i przechwycił nas na trasie. Byliśmy wszyscy niedoświadczonymi jeszcze pilotami, którzy ani razu nie brali udziału w walkach powietrznych. Dowódca chciał więc w wypadku spotkania z nieprzyjacielem podtrzymać nas w walce swym ogromnym doświadczeniem i umiejętnościami”.

Podobnych przykładów można by przytoczyć bardzo wiele.

Chlubna i zaszczytna jest droga bojowa naszego Ludowego Lotnictwa. Powstała na gościnnej ziemi radzieckiej, przeszło ono cały szlak bojowy do Berlina, wspierało nasze jednostki lądowe w bitwie o Warszawę, na Pomorzu i pod Berlinem.

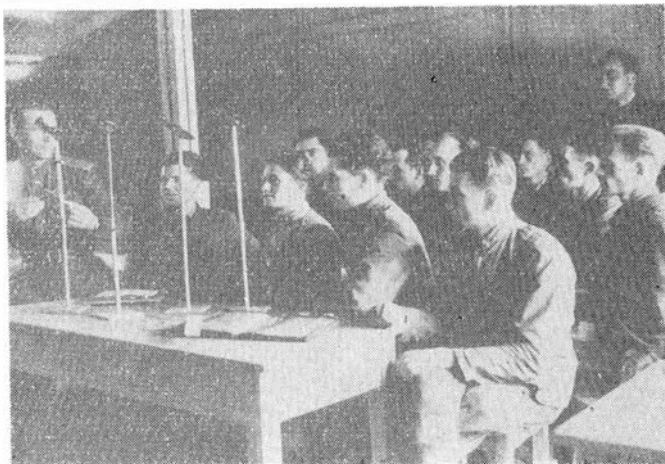
Szlak bojowy naszego Ludowego Lotnictwa to poważny wkład w dzieło wyzwolenia naszego kraju i zwycięstwa nad faszyzmem. Jest to jednocześnie piękny przykład polsko-radzieckiego braterstwa broni. Tylko dzięki pomocy radzieckich dowódców, instruktorów i techników mogliśmy tak szybko stworzyć potężną armię lotniczą i wziąć udział w rozgromieniu hitlerizmu. Nigdy nie zapomnimy nazwisk i bohaterskich czynów lotników radzieckich — Kitajewa, Tałdykina, Kramarczuka, Kalinowskiego, Gaszyna, Bystrowa i wielu, wielu innych, których wkład pracy i krwi zadecydował o sukcesach w organizacji i walkach Ludowego Lotnictwa, w szkoleniu jego kadr.

Okres powojenny to okres wytężonej pracy nad zbudowaniem takiego lotnictwa, które chlubnie wraz z całym Wojskiem Polskim zapewni bezpieczeństwo Ojczyźnie budującej socjalizm. Takie lotnictwo stworzyliśmy. Oparliśmy je na masach ludowych, na robotnikach i chłopach, którzy pełnią straż polskiego nieba z głębokim poczuciem odpowiedzialności za obronę Ojczyzny, którzy z dumą wywiązują się z zaszczytnego zadania powierzonego im przez naród.

Lotnictwo polskie przyswaja sobie podstawy przodującej stalinowskiej nauki i sztuki wojennej, umacnia stale swą gotowość bojową, wzorując się na przykładzie wspaniałych osiągnięć lotników radzieckich.

Obok lotnictwa wojskowego wspaniale rozwija się również lotnictwo sportowe, komunikacyjne oraz cała ar-

mia modelarzy. Wzorując się na doświadczeniach radzieckich i korzystając z braterskiej bezinteresownej pomocy ZSRR, rozwijamy naszą techniczną i naukową myśl lot-



Oficer radziecki przekazuje swe doświadczenia naszym młodym pilotom.

niczą. Nasze lotnictwo sportowe i komunikacyjne oddaje bezcenne usługi budownictwu socjalizmu i wzorując się na doświadczeniach pilotów radzieckich, pomaga rozwiązywać szereg zadań gospodarczych. Świadczą o tym najlepiej przeprowadzane na szeroką skalę akcje zwalczania przy pomocy samolotów stonki ziemniaczanej oraz szkodników naszych lasów.

Liga Lotnicza, wielka masowa organizacja, zbudowana na wzorze DOSAW, otacza opieką tysiące młodzieży robotniczo-chłopskiej, szkolącej się we wszystkich dziedzinach lotnictwa.

Jesteśmy dumni ze swych osiągnięć, ale jednocześnie nie zapominamy o ogromnych zadaniach, jakie stawia przed nami naród polski, budujący we wspaniałym wysiłku socjalizm.

Opierając się na stalinowskiej nauce wojennej i studiując doświadczenia Wielkiej Wojny Narodowej ZSRR, personel latający, techniczny oraz obsługi Wojsk Lotniczych nieustannie podwyższając swe umiejętności, oponowują najnowocześniejszy sprzęt techniczny i osiągają coraz to nowe sukcesy w wyszkoleniu bojowym, politycznym oraz w umacnianiu dyscypliny wojskowej.

Niezmierne doniosłą rolę w ukształtowaniu oblicza naszego lotnictwa miał bezpośredni wpływ, przykład i doświadczenie stalinowskich sokołów. Na przykładach walk, zwycięstw i poświęceń lotników radzieckich uczymy i wychowujemy nasze młode kadry.

Wzorem pilota-komunisty jest dla nas kpt. Gastello, który skierował swój płonący samolot na skupione cysterne i czołgi nieprzyjaciela, oddając bez wahania swe życie w imię zwycięstwa nad faszyzmem. Podobnie uczynił również Bohater Związku Radzieckiego Szaronow, który nie chcąc wylądować na uszkodzonym samolocie na terytorium wroga, uderzył taranem w nieprzyjacielską kolumnę samochodową. Tak postąpił Komsomolec Wiktor Tałalichin, który wykonał po raz pierwszy w świecie taran nocny, niszcząc w ten sposób faszystowski bombowiec. Nasi lotnicy znają dobrze imię pilota Mariesjewa. Płomienny patriota Mariesjew, straciwszy obie stopy, po wyleczeniu się pozostaje nadal w szeregach stalinowskich sokołów, walcząc z faszystami aż do zwycięstwa. Znamy dobrze trzykrotnych Bohaterów Związku Radzieckiego — Pokryszkina i Kożeduba.

W szeregach naszego lotnictwa walczył i zwyciężał Bohater Związku Radzieckiego Kitajew, dowódca i wychowawca naszych pilotów szturmowych.

Dzięki codziennej, uporczywej pracy lotników, techników, mechaników — wszystkich żołnierzy — wyrosło ono na potężną siłę bojową, która dziś niezawodnie strzeże naszego nieba przed agresją. W oparciu o swego wielkiego sojusznika — lotnictwo radzieckie — lotnictwo nasze wraz z całym naszym Wojskiem i narodem wnosi swój chlubny wkład w dzieło walki o pokój, o pokrzyżowanie zbrodniczych zamysłów podżegaczy wojennych.

Zagadnienia produkcyjne montażu samolotów

Artykuł jest próbą analizy problemów nasuwających się przy uruchomieniu produkcji w zakresie montażu samolotów. Na wstępie wprowadza nomenklaturę podziału samolotu na elementy produkcyjne. Następnie omawia możliwe sposoby podziału oraz jego wpływ na montaż. Z kolei opisuje pobieżnie czynności montażowe oraz zagadnienie wymienności elementów montowanych. Na podstawie powyższego omówione są wymagania jakie opracowaniu konstrukcyjnemu i technologicznemu stawia obrany sposób montażu, oraz uwagi o kryteriach decydujących o obraniu systemu montażu. Na zakończenie artykuł omawia zagadnienia montażu taśmowego.

1. Wstęp

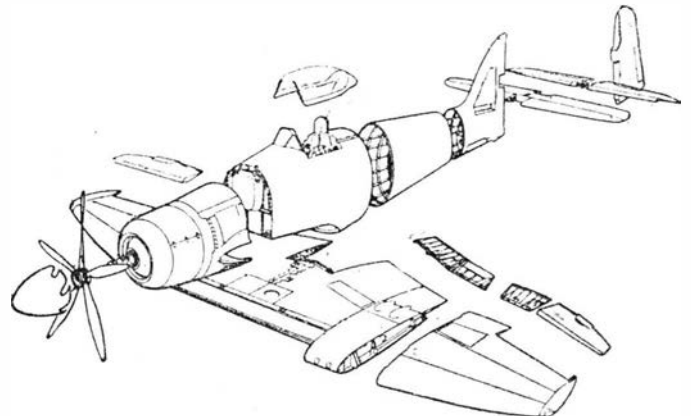
W niniejszym artykule samolot traktujemy jako produkt powstający w wyniku montażu szeregu elementów produkcyjnych. Nazwy tych elementów ustalamy umownie w sposób następujący: część, podzespół, zespół, podgrupa, grupa montażowa.

Część jest to podstawowy element powstający z jednego kawałka materiału. Podzespół jest to element powstający przez złączenie pewnej liczby części. Zespoły powstają ze złożenia podzespołów i części. Z zespołów składają się większe elementy: podgrupy. Za podgrupy uważać będziemy takie elementy jak — części kadłuba (przednia, tylna, środkowa), usterzenie, zespół śmigło-silnik, koło przednie, koło główne itp. Grupy montażowe są to największe elementy produkcyjne samolotu, a więc — kadłub, skrzydło, w pewnych przypadkach podwozie, skrzydło środkowe i zespół śmigło-silnik. Podział samolotu na te elementy jest równoznaczny z kolejnością montażu samolotu. Dlatego nazywamy go podziałem produkcyjnym, a wymienione elementy — elementami produkcyjnymi. Nie musi on wiązać się z podziałem konstrukcyjnym, jakkolwiek zależy on nie tylko od opracowania technologicznego, lecz także i to w dużym stopniu — od konstrukcji samolotu. W świetle tego podziału określimy jako ogólny montaż samolotu dokonanie montażu grup i podgrup oraz pewnych zespołów (czasem podzespołów i części) w samolot, a także zamontowanie na nim pewnych zespołów i ewentualnie podzespołów i części. Które z elementów produkcyjnych (grup, podgrup, zespołów) będą montowane na innych oddziałach fabryki, a które na oddziale montażu ogólnego, o tym decyduje opracowanie technologiczne procesów montażowych.

2. Podział produkcyjny samolotu

Podział produkcyjny samolotu i sposób jego montażu są ze sobą nierozłącznie związane. Wybór tego podziału narzucony jest liczbą jednostek produkowanych i sposobem produkcji. Inaczej sprawa będzie się układać przy produkcji prototypowej, inaczej przy seryjnej oraz taśmowej. Rozpatrzmy dla przykładu dwa możliwe przypadki podziału produkcyjnego samolotu tego samego typu. Dla przykładu weźmiemy jednomiejscowy samolot myśliwski (rys. 1). Wyobraźmy sobie taki samolot wykonany w następujący sposób: kadłub metalowy skorupowy z częścią środkową skrzydła nierozłącznie z nim związaną. Podwozie mocowane do kadłuba. Skrzydła zewnętrzne łączone okuciami z częścią środkową. Silnik za pośrednictwem łoża mocowany do przodu kadłuba. Części usterzenia (stateczniki, stery) bezpośrednio mocowane do kadłuba. Rysunek 1 przedstawia schemat podziału produkcyjnego tego samolotu. W jaki sposób przebiega montaż takiego samolotu? Początkiem montażu jest ustawienie na hali montażowej kadłuba dostarczonego z innego oddziału fabryki. Następnie do tego kadłuba montuje się kolejno różne elementy montażowe, a więc: grupy montażowe — podwozie, skrzydło; podgrupy — koło tylne, usterzenie, oraz zespoły — łożo, silnik itp., a także podzespoły i części np. części instalacji, wzorniki, klapy, przyrządy pokładowe itp. Taki sposób montażu może być stosowany w produkcji prototypowej. Umożliwia on dopasowanie zespołów i części na miejscu. Wykonanie tych części mo-

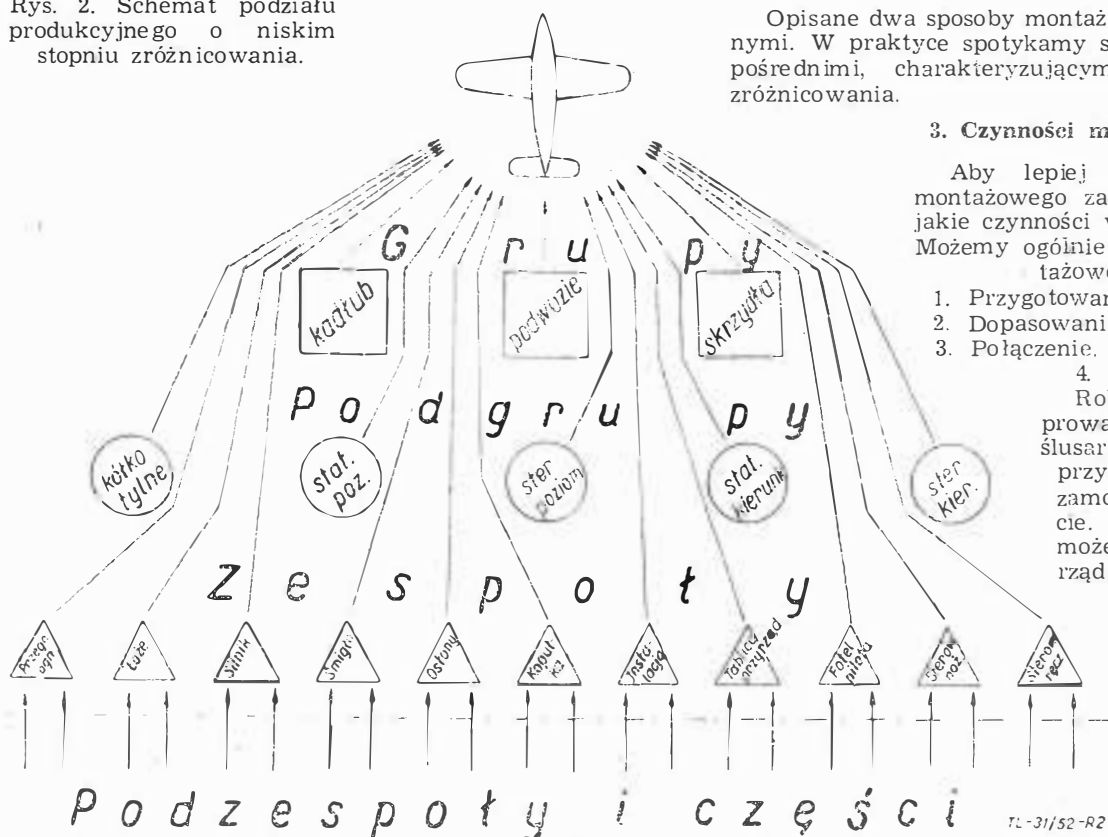
że więc odbyć się bez przyrządów lub przy użyciu prostych przyrządów. Obniża to koszt i czas wykonania oprzyrządowania. W konstrukcji tego samolotu jest mało części łączących, co wpływa dodatnio na jego ciężar. Opracowanie konstrukcyjne i technologiczne musi przewidzieć pozostawienie naddatków umożliwiających dopasowanie zespołów łączonych i ich regulację. W produkcji seryjnej można ten sposób montażu stosować tylko przy małej liczbie jednostek produkowanych (patrz schemat rys. 2). Ponieważ cały montaż samolotu skupiony jest w jednym miejscu nie może być przy nim zatrudniona jednocześnie duża liczba robotników. Robotnicy pracujący przy jednym samolocie przeszkadzają sobie wzajemnie. Montowanie wielu zespołów i części bezpośrednio na samolocie jest trudne i kłopotliwe, samolotu bowiem nie można dowolnie obracać i ustawiać w dogodne do pracy położenie. Te okoliczności powodują, że okres produkcyjny takiego samolotu jest długi, ponieważ nie można do pracy montażowej przy nim ustawić dużej liczby robotników jednocześnie.



Rys. 1. Podział produkcyjny samolotu

A teraz przeanalizujemy inny sposób podziału podobnego samolotu. Wyobraźmy sobie jednomiejscowy samolot myśliwski o konstrukcji następującej: kadłub skorupowy złożony z trzech oddzielnych części, skrzydło złożone z części środkowej i dwóch zewnętrznych, podwozie chowane w środkowej części skrzydła. Resztę szczegółów pozna Czytelnik z rys. 3, na którym przedstawiony jest schemat podziału tego samolotu. W tym przypadku samolot montuje się z dwóch grup. Każda z grup jest z kolei montowana z kilku podgrup. Każda podgrupa składa się z kilku zespołów. Ogólnie biorąc zasadą tego podziału jest łączenie mniejszych elementów produkcyjnych w większe, aby w ostatnim stadium z największych złożyć samolot. Powiemy, że ten montaż jest montażem o wysokim stopniu zróżnicowania. W schemacie poprzednim do montażu wchodziły równolegle elementy mniejsze i większe. Taki sposób montażu jest przeciwieństwem ostatnio opisanego, to też nazwiemy go mało zróżnicowanym. Ogólnie powiemy, że montaż jest w tym większym stopniu zróżnicowany w im większym stopniu zastosowane jest łączenie elementów mniejszych w większe: podzespołów w zespoły, zespołów w podgrupy, podgrup w grupy. Im więcej elementów mniejszych (części i pod-

Rys. 2. Schemat podziału produkcyjnego o niskim stopniu zróżnicowania.



Opisane dwa sposoby montażu są możliwościami skrajnymi. W praktyce spotykamy się ze sposobami montażu pośrednimi, charakteryzującymi się różnym stopniem zróżnicowania.

3. Czynności montażowe

Aby lepiej zrozumieć istotę procesu montażowego zastanowimy się nad tym jakie czynności wykonuje się na montażu. Możemy ogólnie podzielić czynności montażowe na:

1. Przygotowanie elementów do montażu
2. Dopasowanie tych elementów.
3. Połączenie.

4. Regulacja.

Roboty przygotowawcze przeprowadza się na warsztatach ślusarskich. Polegają one na przygotowaniu elementów do zamontowania ich na samolocie. Przykładem takiej pracy może być zmontowanie przyrządów pokładowych na tablicy przyrządów i sprawdzenie ich przed zamontowaniem tablicy na samolocie.

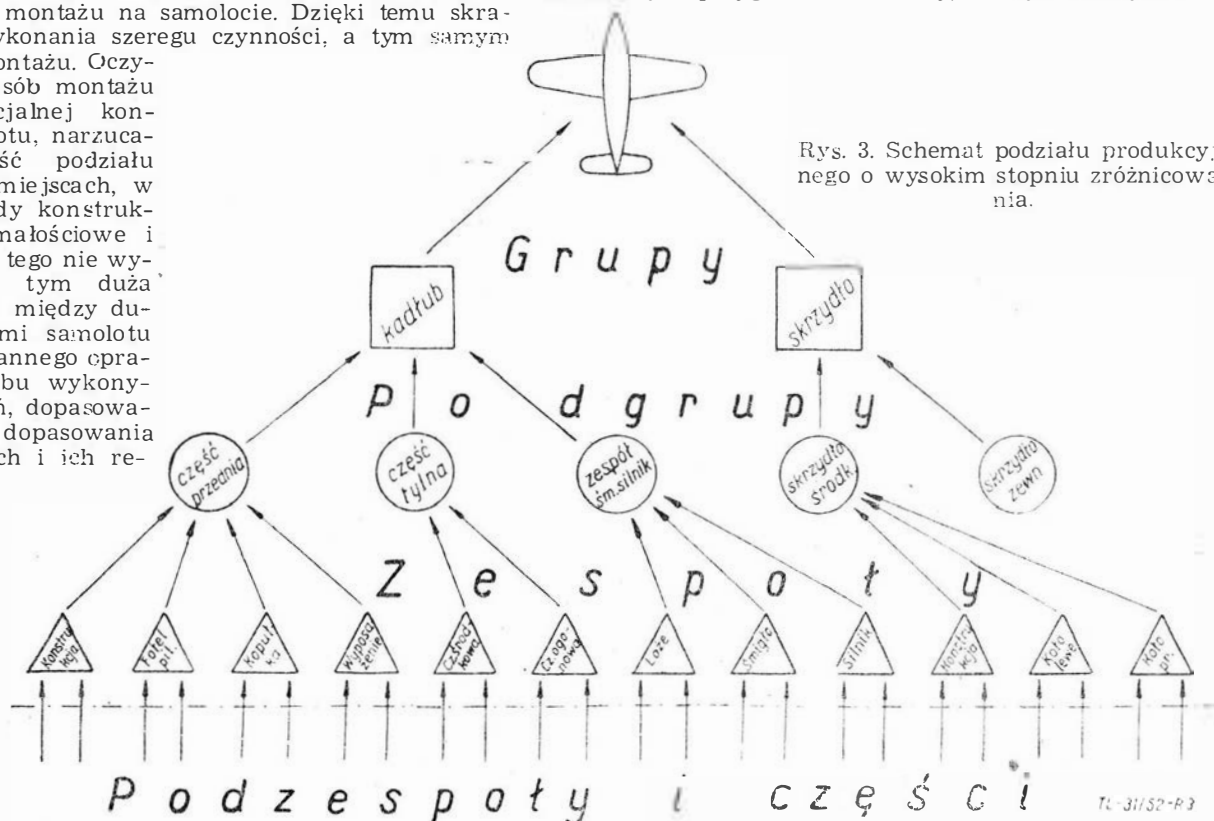
Dopasowanie montowanych elementów odbywa się na stanowisku montażowym całego samolotu lub grupy czy

podgrupy. Dopasowanie odbywa się drogą zdjęcia naddatków technologicznych przez opiłowanie lub obcięcie (blach), następnie wiercenie otworów pod części łączące, rozpiłowanie otworów, rozwiercanie otworów, docieranie części współpracujących itp. Niektóre z tych czynności można wykonywać na warsztacie ślusarskim. Do tej grupy czynności zaliczymy także ustawienie elementów w położenie, w którym dadzą się zamontować.

Łączenie odbywa się przeważnie przy pomocy łączników śrubowych i sworzniowych. Sworznie i śruby zakłada się w przygotowane otwory, zakręca nakrętki oraz

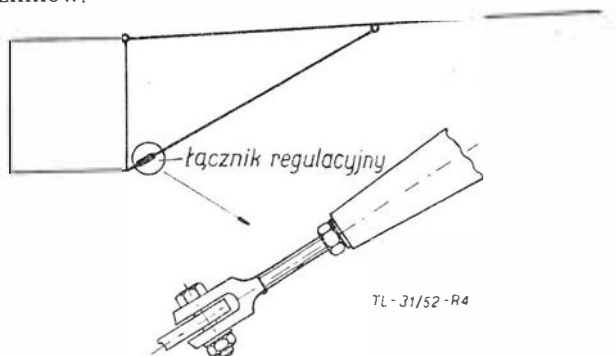
zespołów) wchodzi bezpośrednio do grup montażowych lub do całego samolotu, tym stopień zróżnicowania jest mniejszy.

Montaż wysoko zróżnicowany ma poważne zalety, które powodują stosowanie go w produkcji seryjnej i taśmowej. Dzięki rozdzielaniu samolotu na szereg elementów, które można oddzielnie montować da się przy montażu zatrudnić jednocześnie większą liczbę robotników. Pozwala to na skrócenie okresu produkcyjnego montażu. Jednocześnie montaż tych elementów można przeprowadzać na specjalnych stanowiskach, w warunkach bardziej dogodnych niż przy montażu na samolocie. Dzięki temu skraca się czas wykonania szeregu czynności, a tym samym ogólny czas montażu. Oczywiście ten sposób montażu wymaga specjalnej konstrukcji samolotu, narzucając konieczność podziału samolotu w miejscach, w których względy konstrukcyjne, wytrzymałościowe i eksploatacyjne tego nie wymagają. Poza tym duża liczba połączeń między dużymi elementami samolotu zmusza do starannego opracowania sposobu wykonywania połączeń, dopasowania połączeń, dopasowania części łączonych i ich regulacji.



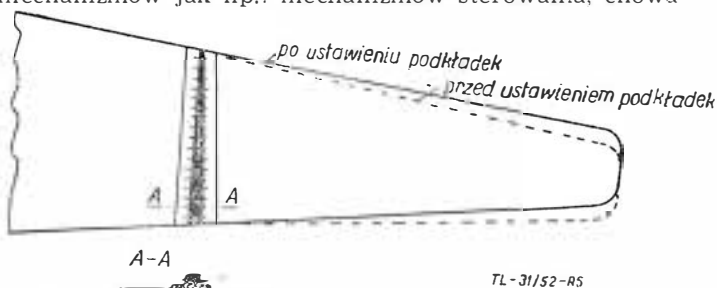
Rys. 3. Schemat podziału produkcyjnego o wysokim stopniu zróżnicowania.

zabezpiecza przed odkręceniem. Niektóre elementy łączy się w sposób nierozłączny. Do takich należą na przykład połączenia części kadłuba skorupowego, których rozłączanie nie przewiduje się w eksploatacji, zaś przy remoncie tylko w razie konieczności (poważne uszkodzenie). Połączenia nierozłączne wykonuje się czasem jako nitowane. Na montażu głównym przeważają jednak połączenia, które mogą być rozłączane w eksploatacji lub przy remoncie. Wiele połączeń musi być szybko i łatwo rozłączanych. Takie połączenia wykonujemy przy użyciu różnego rodzaju zamków i zapinek (mocowanie osłon, kłap, wżerników itp.). Oprócz wymienionych typów połączeń dokonuje się połączeń przewodów instalacji (elektrycznych, hydraulicznych, pneumatycznych, paliwowych, olejowych, wodnych) w miejscach łączenia grup i podgrup samolotu. Przewody łączone są przy użyciu rozmaitych systemów łączników, przy czym korzystne jest stosowanie na jednym płatawcu ograniczonej liczby typów takich łączników.



Rys. 4. Sposób regulacji skrzydła zastrzałowego.

Samolot zmontowany z oddzielnych elementów musi posiadać określone przez konstruktora wymiary geometryczne. A więc musi być zachowana symetria kadłuba, prawidłowe ustawienie skrzydła w planie, wznios skrzydła, kąt ustawienia skrzydła, rozstawienie podwozia itp. Po zmontowaniu musi więc nastąpić regulacja, polegająca na sprawdzeniu wymiarów i doprowadzeniu ich do wielkości określonych rysunkiem. Sposób przeprowadzania regulacji zależy od konstrukcji i opracowania technologicznego. W wielu przypadkach proces regulacji łączy się z procesem dopasowania elementów. Konstrukcja może przewidzieć elementy, których długość można zmieniać i wtedy regulacja polegać będzie na zmianie tych długości, aby wymiary układu regulowanego doprowadzić do prawidłowych. Jako przykład takiej regulacji wymienimy regulację ustawienia skrzydeł w dwupłatach oraz w jednoplatach zastrzałowych (rys. 4). Zastrzały i ścięgna są zaopatrzone w gwintowane łączniki regulacyjne, które umożliwiają przez pokręcenie zmianę długości zastrzału lub ścięgna. W przypadku kołnierzego połączenia części zewnętrznej skrzydła wolnonośnego z środkową, regulację przeprowadza się przez stosowanie odpowiednich podkładek (rys. 5). Podobnie postępuje się przy montażu części kadłuba skorupowego. Regulację przeprowadza się przy użyciu przyrządów pomiarowych jak pion, poziomica, niwelator, kątomierz, linia. Innym rodzajem regulacji jest regulacja działania mechanizmów. Należy sprawdzić i zapewnić przez regulację prawidłowość działania mechanizmów jak np.: mechanizmów sterowania, chowa-



Rys. 5. Sposób regulacji kołnierzego połączenia skrzydła.

nia podwozia, otwierania kłap itp. Tutaj muszą być także przewidziane elementy regulacyjne, które umożliwiają zmianę długości części łączących. Takimi elementami są ściągacze na linkach, gwintowane końcówki popychaczy itp.

Opisane tu pokrótce czynności montażowe pozwalają nam stwierdzić, że na montażu decydujące znaczenie posiada praca ręczna. Konieczność dopasowywania i regulacji zmusza do zatrudnienia na montażu wysokokwalifikowanych robotników. Operacje montażowe pochłaniają od 10 do 20% całkowitego czasu wykonania samolotu. Całkowity cykl produkcyjny samolotu (okres od chwili zacementa do skończenia jednego samolotu) składa się z okresu produkcyjnego wykonania części i zespołów oraz okresu montażu głównego. Okres wykonania części można prawie dowolnie skrócić przez rozłożenie pracy na dużą liczbę maszyn i robotników. Okres montażu jest trudniej skrócić ze względu na dużą ilość obróbki ręcznej, oraz ograniczoną liczbę robotników, których można zatrudnić jednocześnie. Pamiętajmy, że zależy to od stopnia różnicowania montażu.

4. Zagadnienie wymienności elementów montowanych

Okres produkcyjny montażu możemy skrócić jeśli skrócimy czasy obróbki ręcznej. Największą ilość czasu pochłaniają czynności dopasowania i regulacji. Możemy uniknąć pasowania i regulacji jeśli dostarczymy na montaż elementy wykonane w ten sposób, że łączące części będą pasowały w otworach elementów łączonych bez dopasowywania i że połączone w ten sposób elementy zapewnią wystarczającą dokładność zachowania wymiarów bez regulacji. Innymi słowy łączone grupy, podgrupy i zespoły muszą być wymienne. Dla przykładu omówimy sposób wykonania połączenia skrzydła wolnonośnego dwudźwigarowego z kadłubem. Połączenie wykonane jest przy pomocy okuć dźwigarowych połączonych czterema sworzniami. Rozważmy dwa sposoby montażu tego skrzydła. W pierwszym — skrzydło nie jest wymienne. Wobec tego okucie kadłubowe i skrzydłowe należy wykonać z otworami wstępnymi mniejszymi od nominalnych. Im mniejsza dokładność wykonania skrzydła, tym większy musi być naddatek na rozwieranie. W poniższej tabelce umieszczamy czynności wykonywane, wraz z przykładową oceną czasu ich wykonania (dokładna ocena zależy od konkretnych warunków: wymiaru okuć, ich materiału, ciężaru skrzydła, rodzaju narzędzi i pomocy warsztatowych).

lp.	C z y n n o ś ć	Czas (w robo- czego- dzinach)
1	Ustawienie skrzydła na podnośnikach w położeniu montażowym	1,0
2	Założenie czterech kołków ustawczych stożkowych (pilotów)	0,1
3	Regulacja skrzydła przy użyciu szablonów, kątomierza, linii, poziomicy i pionu, przez wbijanie bądź wybijanie pilotów i operowanie podnośnikami	2,2
4	Zaznaczenie rysikiem miejsc, które należy spiłować, aby przesunąć otwory zgodnie z koniecznością regulacji	0,1
5	Rozłączenie pilotów	0,1
6	Spiłowanie zaznaczonych miejsc	4,5
7	Rozwieranie otworów	3,5
8	Ponowne ustawienie skrzydła i sprawdzenie regulacji — ewentualne poprawki	1,1
9	Kontrola	
10	Ostateczne rozwieranie otworów na wymiar nominalny	3,0
11	Założenie sworzn i zakręcenie nakrętek	2,0
12	Zabezpieczenie połączenia	1,0
13	Kontrola	
	Razem	18,6

A teraz zrobimy to samo w przypadku wykonania skrzydła całkowicie wymiennego. Otwory zarówno okuć skrzydłowych jak i kadłubowych są wykonane na nominalny wymiar z przepisaną tolerancją.

l.p.	C z y n n o ś ć	Czas (w robo- czogod- zinach)
1	Ustawienie skrzydła na podnośnikach w po- łożeniu montażowym	1,0
2	Założenie pilotów	0,1
3	Założenie sworzni i zakręcenie nakrętek	2,0
4	Zabezpieczenie połączenia	1,0
5	Kontrola	
	Razem	4,1

Widzimy więc, że przy zastosowaniu skrzydła całkowicie wymiennego oszczędziliśmy dużo czasu. W pierwszym przykładzie mamy ponadto szereg czynności (3, 6, 8), których ścisła kalkulacja jest niemożliwa. Czas dopasowania i regulacji może być inny na różnych maszynach tej samej serii i zależy w dużej mierze od przypadku. Utrudnia to przeprowadzenie ścisłego planowania montażu, co jest szczególnie niekorzystne w produkcji taśmowej. Ten sposób montażu umożliwia jednak posługiwanie się prostymi i mniej kosztownymi przyrządami do wykonania skrzydła. Sposób drugi wymaga bardzo kosztownych przyrządów. Można to samo przeprowadzić w sposób pośredni, a mianowicie otwory okuć wykonać ze swobodniejszą tolerancją na wymiar nieco mniejszy od nominalnego i rozwiąć ostatecznie na montażu (jednak bez regulacji i pilowania). Wielkość nadatków musi być tak dobrana, aby w skrajnych przypadkach możliwych przesunięć osi otworów wymiary położenia skrzydła mieściły się w dopuszczalnych granicach.

5. Wpływ obranego systemu montażu na opracowanie konstrukcyjne i na oprzyrządowanie elementów

Z tego co powiedzieliśmy widać, że przyjęty sposób montażu wpływa w bardzo poważnym stopniu na opracowanie konstrukcyjne i technologiczne produkcji. Wynika z tego konieczność ścisłej współpracy biura konstrukcyjnego z biurem technologicznym. Opracowanie rysunków konstrukcyjnych winno być uzgodnione z podziałem technologicznym samolotu i rodzajem oprzyrządowania. Zgodnie z wytycznymi należy opracować podział samolotu na elementy odpowiadające obranemu podziałowi produkcyjnemu. Szczegółne wymagania narzuca tu montaż wysoko różnicowany, w którym podział idzie bardzo daleko. Jest rzeczą korzystną opracowanie rysunkowe uzgodnić w jak największym stopniu z opracowaniem technologicznym. Najkorzystniejsze będzie opracowanie oddzielnego rysunku do każdej operacji montażowej.

Od dokładności oprzyrządowania zależy w dużej mierze konieczność regulacji na montażu. W przypadku zastosowania regulacji rysunki muszą podawać wymiary jakie powinny być uzyskane na montażu drogą regulacji oraz tolerancję tych wymiarów. W przypadkach, kiedy regulacja nie jest wymagana, tolerancje powinny być podane do wiadomości biura konstrukcyjnego przyrządów, aby ono mogło dobrać dokładność wykonania przyrządów do wymaganych tolerancji. Konstrukcja wyposażenia samolotu będzie także zależała od obranego sposobu montażu. Im bardziej różnicowany ma być montaż, tym bardziej konstruktor musi dążyć do umożliwienia montażu pewnych zespołów wyposażenia poza samolotem, a następnie zamontowania ich na samolocie w sposób jak najprostszy. Podobnie należy umożliwić zamontowanie wyposażenia na grupach i podgrupach samolotu przed ich montażem ostatecznym.

O sposobie montażu decyduje jakość i liczba przyrządów. Jeżeli zastosujemy proste przyrządy wykonawcze, to na montażu otrzymujemy elementy, które muszą

być w mniejszym lub większym stopniu dopasowywane do samolotu. Zwiększa to ilość obróbki ręcznej i zmusza do zatrudnienia personelu bardziej wykwalifikowanego. Koszt oprzyrządowania jest niski. Jeżeli zastosujemy przyrządy dokładne, zapewniające wymiennność elementów, to, jak wiemy, skraca się czas montażu i można zastosować na montażu siły mniej fachowe. Przyrządy takie są jednak bardzo kosztowne. Jeżeli dwa przyrządy służące do wykonania łączonych zespołów mają zapewniać wymiennność tych zespołów, muszą być wykonane według sprawdzianu lub wzorca. Sprawdzenie wymaga przeciwsprawnianiu, a do wykonania ich posługujemy się zwykle szablonami. Wykonanie szablonów, wzorców, sprawdzianów i przeciwsprawnianów — są to prace trudne i kosztowne, wymagające zatrudnienia wysokokwalifikowanych pracowników. Reasumując: opracowanie zespołów wymiennych powoduje wysokie koszty oprzyrządowania.

6. Kryteria decydujące o obraniu systemu montażu

Ten pobieżny przegląd pozwala nam ocenić kryteria, którym należy się kierować przy wyborze sposobu montażu oraz jakości oprzyrządowania. Podstawowym kryterium jest koszt jednostki produkowanej. Musimy obrać taką metodę, która pozwoli na uzyskanie najniższego kosztu jednostki. Analizę kosztów musimy zacząć od stwierdzenia łącznej liczby jednostek produkowanych. Jeżeli mamy wykonać jedną lub kilka sztuk, to staramy się opracować przyrządy jak najprostsze i najtańsze. Różnicowanie montażu nie jest konieczne. Im większa liczba sztuk produkowanych, tym bardziej dokładne i kosztowne przyrządy możemy zastosować i w tym większym stopniu możemy różnicować sposób montażu.

Następnie ważnym czynnikiem wpływającym na sposób montażu, jest wielkość powierzchni montażowych, którymi dysponuje fabryka. Ta powierzchnia jest często ograniczona. Z drugiej strony montaż samolotów wymaga dużo miejsca ze względu na duże rozmiary produktu. Jeżeli okres produkcyjny montażu jednego samolotu jest długi, to musimy montować jednocześnie dużą liczbę maszyn, co zajmie nam dużo miejsca. W przypadku, gdy tego miejsca brakuje, należy skrócić okres produkcyjny montażu, co umożliwi wypuszczenie większej liczby samolotów z tej samej powierzchni montażowej. Ten więc wzgląd może zadecydować o różnicowaniu montażu oraz opracowaniu wymienności zespołów nawet, gdy ogólna liczba produkcyjnych sztuk nie jest duża. To zjawisko zachodzi często w przypadku montażu bardzo dużych samolotów.

Często istnieje konieczność nagłego wzrostu produkcji, przy czym zatrudnia się duże ilości pracowników niewykwalifikowanych. Takie warunki istniały w czasie ostatniej wojny, gdy w fabrykach lotniczych różnych krajów zatrudniono wiele kobiet. Wykorzystanie takich pracowników na montażu jest możliwe tylko przy daleko idącej wymienności części i znizeniu do niezbędnego minimum pracy ręcznej, szczególnie dopasowywania i regulacji.

7. Produkcja taśmowa

W związku ze stałym powiększaniem ilości samolotów produkowanych stosuje się obecnie w dużym stopniu taśmowy montaż samolotów. Montaż taśmowy jest najwyższej zorganizowaną metodą montażu. Pozwala on do minimum obniżyć okres produkcyjny montażu. W dużych nowoczesnych fabrykach, zatrudniających na oddziałach montażowych duże ilości — po kilka tysięcy robotników — organizacja pracy montażowej jest trudna i kłopotliwa. System taśmowy ułatwia tę organizację. Jakkolwiek samo uruchomienie produkcji taśmowej jest sprawą trudną i skomplikowaną, to jednak przy zorganizowanej już taśmie praca jest w dużym stopniu zautomatyzowana i łatwa do kontroli. Każdy robotnik ma tu swoje określone w czasie i miejscu zadania periodycznie się powtarzające. Prowadzi to do szybkiego osiągnięcia dużej wprawy i pozwala na obniżenie norm czasowych. Każde niedociągnięcie w pracy taśmy powoduje jej zaha-

mowanie i jest łatwe do wykrycia. Proces montażu przebiega tu zgodnie z opracowaniem technologicznym, co umożliwia zawsze właściwe wykonanie czynności montażowych.

Montaż taśmowy polega na tym, że każdy samolot (bądź jego grupy i podgrupy) przesuwają się wzdłuż linii montażowej, przy czym robotnicy umiejscowieni przy stałych stanowiskach montażowych wykonują kolejne czynności montażowe. Przesuwanie się produktu może być ciągle lub przerywane. Przy montażu samolotów jako jednostek dużych, stosuje się przesuwanie przerywane. Rytm montażu jest to okres czasu między wypuszczeniem kolejnych jednostek montowanych. Rytm określa się z liczby sztuk, jakie musimy wyprodukować, np. w ciągu doby fabryka ma wyprodukować dziesięć samolotów, to przy pracy na trzy zmiany otrzymamy wielkość rytmu $24 : 10 = 2,4$ godz. A więc co 2,4 godz. wszystkie samoloty muszą przesuwać się na następne stanowisko, a jeden z ostatniego stanowiska wychodzi gotowy z hali montażowej. Liczba stanowisk zależy od łącznego czasu montażu jednego samolotu, od rytmu i od liczby pracowników, jaka może być jednocześnie zatrudniona na każdym stanowisku. Ustalamy ją na podstawie podziału samolotu na grupy montażowe (oraz podgrupy i zespoły). Możemy określić ilu robotników może pracować równocześnie przy danej grupie. Następnie, mając czas przeznaczony na wykonanie operacji montażowych, dotyczących tej grupy, możemy dla każdej grupy określić liczbę stanowisk według wzoru.

$$m_1 = \frac{T_1}{t_1 \cdot n_1}$$

gdzie m_1 oznacza liczbę stanowisk do danej grupy, T_1 — łączny czas operacji dotyczących danej grupy, t_1 — rytm w godzinach, n_1 — liczbę pracowników jednocześnie zatrudnionych przy danej grupie. Na przykład przy części ogonowej kadłuba (z usterzeniem i kółkiem ogonowym) może pracować jednocześnie dwóch robotników; łączny czas wykonania czynności wynosi 30 godz., rytm 3 godz.

$$m_1 = \frac{30}{3 \cdot 2} = 5.$$

Sumując stanowiska otrzymamy łączną liczbę stanowisk na montaż. Liczba stanowisk pomnożona przez rytm da nam okres montażu. Np. przy 45 stanowiskach i 2-go-

dzinnym rytmie, otrzymamy czas montażu jednego samolotu 90 godzin.

Ustawione kolejno stanowiska tworzą linię montażową. Liczba stanowisk i wielkość samolotu decyduje o długości tej linii. Jeżeli montujemy samolot o długości 10 metrów ustawiony wzdłuż linii, to przy 45 stanowiskach otrzymamy długość linii 450 m. Skrócenie linii możemy osiągnąć przez ustawienie samolotów poprzecznie do linii. Wtedy na pierwszych stanowiskach montujemy same kadłuby, posiadające małą szerokość, a dopiero na ostatnich stanowiskach montujemy do nich skrzydła. Czasem, gdy duża liczba produkowanych samolotów narzucałaby rytm pracy zbyt niski, utrudniający zorganizowanie taśmy i wydłużający ją niepomiaralnie, stosujemy dwie lub kilka równoległych taśm o rytmach dwukrotnie lub kilkakrotnie dłuższych niż rytm taśmy pojedynczej.

Najtrudniejszym zadaniem w zorganizowaniu taśmowego montażu jest opracowanie zadań roboczych na stanowiskach montażowych. Zasadniczo każdy robotnik winien wykonywać na jednym stanowisku czynność, której czas jest równy rytmowi, lub kilka czynności o łącznym czasie równym rytmowi. Ułożenie tych zadań odbywa się w ten sposób, że z opracowania technologicznego, zawierającego kolejne operacje i czynności montażowe, wyjmujemy pewne czynności i wstawiamy je w odpowiednie stanowiska.

Opracowanie technologiczne nie może zawierać czynności dłuższych niż rytm. Droga wielu prób dochodzimy do rozplanowania czynności na stanowiska. Próbnym uruchomieniem taśmy pozwala na sprawdzenie norm czasowych i ich skorygowanie, a tym samym skorygowanie zadań roboczych na stanowiskach.

Przesuwanie się samolotów wzdłuż taśmy odbywać się może przy pomocy transportu naziemnego, a mianowicie wózków lub własnego podwozia albo przy pomocy transporterów wiszących. Stosuje się przy tym niezależne przesuwanie każdej jednostki na wózku, podwoziu lub transporterze, albo mechaniczne, jednoczesne przesuwanie całej taśmy przy pomocy łańcuchów lub lin, którymi połączone są poszczególne urządzenia transportujące.

Uruchomienie produkcji taśmowej jest trudne i trwa długo, toteż stosuje się ją jedynie w przypadku liczby jednostek produkowanych rzędu kilku tysięcy sztuk.

Artykuł wpłynął dnia 24 kwietnia 1952 r.

Prof. inż. FR. JANIK

Rozwój przepisów budowy samolotów

Pod powyższym tytułem Autor wygłosił w dniu 17.VIII.1951 r. odczyt, którego treść podana jest w niniejszym artykule.

Autor podaje historię polskich przepisów wytrzymałościowych budowy samolotów. Omawia głównie przypadki obciążenia w locie, powstanie krzywej wyrwania, podkreślając przy tym wkład Polski do powstania nowoczesnych przepisów wytrzymałościowych. Porównuje przepisy polskie z przepisami innych państw i międzynarodowymi, dając również krótką historię rozwoju przepisów międzynarodowych. Na końcu podaje wnioski dotyczące sformułowania nowych przepisów polskich.

Podajemy również głosy dyskusji po odczycie i odpowiedzi na nie.

1. Wstęp

Wszędzie tam, gdzie rozwój komunikacji i transportu stwarzał niebezpieczeństwo dla osób transportowanych i osób postronnych, wkraczał zawsze czynnik państwowy z przepisami, które miały zabezpieczyć ruch przed wypadkami. To samo dotyczy również rozwoju lotnictwa. Bezpieczeństwo lotu uzależnione jest od następujących czynników:

- wytrzymałość i sztywność konstrukcji lotniczych,
- sprawność w locie załóg i statków powietrznych,
- osiągi statku powietrznego,
- niezawodne działanie zespołu napędowego,
- niezawodne działanie urządzeń sterujących,
- prawidłowa sygnalizacja i środki łączności,
- urządzenie naziemne.

Ad a). Ponieważ lekkość konstrukcji będąca w lotnictwie postulatem naczelnym stoi w sprzeczności z wytrzymałością, zapewniającą dostateczne bezpieczeństwo użytkowania sprzętu lotniczego — przeto czynnik prawodawczy z chwilą pojawienia się pierwszych samolotów wkroczył przede wszystkim z przepisami odnośnie wytrzymałości tych aparatów latających. Miało to zapobiec pochopnej budowie sprzętu zbyt słabego przez konstruktorów nie umiejących pogodzić koniecznej lekkości z należytą wytrzymałością.

Ad b). Bezpieczeństwo lotu zależy nie tylko od wytrzymałości sprzętu, ale również od jego sprawności w powietrzu oraz od kwalifikacji personelu latającego. Dlatego też musiano również bardzo szybko unormować za pomocą odpowiednich przepisów uprawnienia pilotów

Głównymi wielkościami określającymi wyrwanie są: prędkość dopuszczalna (obliczeniowa) $v_n = v$, oraz współczynnik $m_A = \bar{m}$.

Na wykresie $m = f(c_z)$ — (rys. 1), przy wartościach $q = \text{const}$, czyli $\frac{v}{v_0} = \text{const}$ i $v = \text{const}$, otrzymujemy pęk linii prostych przechodzących przez wspólny punkt C_0 ($c_z = 0$).

Przypadek A określają współrzędne $m = m_A$, oraz $c_z = c_{zA}$, przy czym c_{zA} oznacza $c_{z \max}$, albo c_z odpowiadające skrajnemu położeniu środka parcia, lub największym ujemnym

$$c_t = c_x \cos \alpha - c_z \sin \alpha$$

co daje się zaznaczyć przy pomocy biegunowej samolotu. Stąd otrzymujemy

$$q_A = p \frac{m}{c_z}$$

lub

$$v_A = 4 \sqrt{\frac{q}{\sigma}}$$

Przypadek C określony jest na wykresie $m = f(c_z)$ albo punktem C_0 , leżącym w początku układu współrzędnych, przy nurkowaniu pionowym, lub przez C , jeśli nurkowanie odbywa się w locie ślizgowym. Punkty te leżą na prostej $q = \text{const}$, a ich odcięcie wynoszą

$$c_{z0} = 0, \text{ względnie } c_z = c_{zc}.$$

Proste $m_A = \bar{m} = \text{const}$ i $q = \text{const}$ przecinają się

w punkcie B_0 , dla którego $c_{zB} = p \frac{m}{q}$

Punkt B_0 jest fizycznie nieosiągalny, jak to wykazuje rachunek i doświadczenie, przeto właściwy punkt B leżeć musi albo dla $m < \bar{m}$, lub przy $v < v_n$. Widać to w poniższym zestawieniu.

N_1	Niemcy 1930	$m_B = \frac{2}{3} \bar{m}$	$c_z = 0,22 c_{zA}$
W	Włochy 1931	$= \frac{3}{4} \bar{m}$	$v = v_n$
N_2	Niemcy 1931—35	$= \frac{2}{3} \bar{m}$	$q_B = 0,8 q$
U_A	USA (Wojsk.) 1932	$= 0,71 \bar{m}$	$\alpha = 5^\circ$
P	Polska 1933	$= \frac{7}{8} \bar{m}$	$c_z = p \frac{m}{q}$
U_c	USA (Cywiln.) 1934	$= 0,56 \bar{m}$	$v = v_n$
R_1	ZSRR 1934	$= 0,58 \bar{m}$	$c_z = 0,2 c_{zA}$
F	Francja, CINA 1934	$= \frac{3}{4} \bar{m}$	$v = v_n$
H	Holandia 1936	$= 0,6 \bar{m}$	$v = v_n$
R_2	ZSRR	$= 0,5 \bar{m}$	$q_B = q$

v_n oznacza największą prędkość poziomą ($v_n = v_{\max}$).

Po naniesieniu na wykres $m = f(c_z)$ przypadków B , okazuje się, że wg Francji, CINA, Włoch, USA (cywiln.) i Holandii leżą one na prostej $v = v_n$, zaś według określenia Polski, ZSRR, Niemiec i USA (wojsk.) nad tą prostą. Najostrzejsze warunki wyznaczały wymagania polskie. Przepisy, utrzymujące przypadek B na prostej, określały właściwie obciążenia od podmuchów, a nie od wyrwania.

Należy podkreślić, że wszystkie przepisy określały m_B jako ułamek współczynnika $m_A = \bar{m}$, przy czym Niemcy wprowadzili pojęcie obciążenia dopuszczalnego. Francuzi zaś długo obstawali przy współczynnikach obciążenia łamiącego n , zawierającego w sobie tak wartość m , jak i współczynnik pewności v , gdyż $n = m : v$ nie starając się wcale wyjaśnić ile z wartości n należy

przypisać obciążeniom rzeczywistym, a ile przeznaczyć na pokrycie pewności.

Polska wprowadziła od razu pojęcie obciążeń dopuszczalnych i łamiących, oraz współczynnika pewności. Z początku przyjmowano $v = 2$, potem od 1,5 do 1,8. Współczynniki pewności najbardziej różniczkowali Niemcy, wprowadzając aż 19 różnych pojęć pewności. Polska przyjęła zasadniczą wartość $v = 1,8$, a dla podwozia i elementów wybaczanach $v = 1,5$, oraz współczynnik rezerwy 1,25 dla okuć i elementów pracujących na zmęczenie. ZSRR posiada $v = 1,5$ a $v = 2,0$, podobnie wg przepisów międzynarodowych zasadniczą wartość jest $v = 1,5$.

Polska do roku 1930 opierała się w całości na przepisach francuskich. Obliczenia prototypów budowanych wówczas w Polsce, jak np. RWD1, 2, 4 — PWS 1, 5, 7, 8 — Sido — braci Działowskich itp., były bardziej niż prymitywne. Tak np. obliczenia samolotu B. M. 4 (Bartel) mieściły się dosłownie na 4 kartkach formatu A5 (zeszytowych). Na polecenie IBTL zostały przetłumaczone przez inż. Zaleskiego, konstruktora samolotu „Kogucik”, przepisy niemieckie z roku 1931. Nie zostały one jednak nigdy wprowadzone w życie.

Przy opracowywaniu przez autora polskich przepisów należało się zapoznać z szeregiem ówczesnych przepisów zagranicznych. Szkielet tych przepisów właściwie był gotowy w roku 1933. Różniły się one zasadniczo od wszystkich ówczesnych przepisów wprowadzeniem tzw. obszarów obciążeń w locie zamiast stosowanych jeszcze wszędzie przypadków lotu.

Pierwszą myśl stosowania linii wpływowych dla obciążeń w locie rzucił inż. Grzędziński przy obliczaniu prototypu PWS 12, w r. 1932. Myśl tę rozwinąłem obszerniej wprowadzając matematyczną analizę wyrwania i wprowadzając do tej analizy po raz pierwszy równanie zasadnicze $m \cdot p = c_z \cdot q$.

Na temat ten odbyły się w ówczesnym Związku Polskich Inżynierów Lotniczych dwa odczyty*). Wprowadzając do przepisów funkcyjną zależność obciążenia samolotu od wartości c_z — nazwałem tę linię wpływową *krzywą wyrwania*. Z powodu trudności formalistycznej prawnej przepisy te z roku 1933 nie zostały zatwierdzone przez nasze władze. Życie jednak domagało się przepisów — wobec tego przepisy te uznał ITL (przeimianowany IBTL) za swoje wymagania przy kontroli obliczeń, gdyż był on wtedy jedyną instytucją upoważnioną do zatwierdzania obliczeń samolotów, szybowców, balonów i spadochronów.

Krzywa wyrwania zdobywała z dnia na dzień coraz szersze uznanie jako zrationalizowanie przepisów. W roku 1936 został sporządzony odpowiedni wniosek na Komisję CINA w Paryżu. Niestety, wniosek ten referował tam nie autor krzywej wyrwania ale inż. Naleszkiewicz, jako polski delegat na Komisję. Wniosek został, niestety, odroczony, gdyż inż. Naleszkiewicz nie dość energicznie zajął się sprawą wniosku i obroną polskiej tezy, zwłaszcza jeśli chodziło o tzw. krzywą przejścia dla obszaru B, której uzasadnienia domagali się Niemcy. Oni też pierwsi wprowadzili do swoich przepisów (XII.1936) krzywą wyrwania, jako alternatywę do przypadków lotu, nie określając narazie wcale obszaru B.

W ten sposób Polska straciła dobrą pozycję na terenie międzynarodowym, jako inicjator i autor przepisów zmodernizowanych, a dziś już uznanych przez cały świat lotniczy.

Do jakiego stopnia interesował Niemców polski projekt krzywej wyrwania świadczy fakt, że do gen. Rayskiego zgłosił się niemiecki attaché lotniczy z prośbą o przekazanie mu obszerniejszych danych co do polskich przepisów. Aczkolwiek potraktowano to wówczas jako tajemnicę służbową — to jednak później zrozumiano, że krzywa wyrwania musi być naprawdę dorobkiem naukowym i że po złożeniu naszego wniosku

*) Patrz „Technika Lotnicza” — czerwiec 1939.

w Paryżu i ukazaniu się niemieckich przepisów — sedno rzeczy i tak już zostało ujawnione, a Polska straciła prawo pierwszeństwa w świecie lotniczym. Mimo sprzeciwów ze strony inż. Grzędzińskiego, który w niezrozumiały sposób starał się przewieźć wydanie polskich przepisów, skłoniło to nareście ITL do wydania drukiem prospektu polskich przepisów w formie wzoru wymagań ITL, pt. „Wymagana wytrzymałość samolotu”, co ukazało się dopiero w r. 1937.

Polska teza okazała się słuszną. Za Polską poszły inne państwa, przy czym na podstawie paru tysięcy pomiarów w locie ustalono linię wpływową obciążenia w postaci wykresu $m = f(v)$ i oznaczono ją krzywą $m - v$. Zasada krzywej $m - v$ jest ta sama co polskiej krzywej wyrwania, tylko wprowadzono inną współrzędną — v zamiast c_z . Każdej bowiem wartości m/c_z określonej polską krzywą wyrwania odpowiada ściśle określona wartość prędkości

$$v = \sqrt{\frac{m}{c_z} \frac{16}{\sigma}} \cdot p \quad \text{m/sch.}$$

I naodwrot — każdej wartości m/c_z^2 określonej krzywą $m - v$ odpowiada jednocześnie wartość:

$$c_z = \frac{m}{v^2} \cdot \frac{16}{\sigma} \cdot p$$

Krzywa $m - v$ jest praktyczna przy przeprowadzaniu badań w locie, ale krzywa wyrwania jest logiczniejsza i poręczniejsza przy wszelkich dociekaniaach teoretycznych i przy projektowaniu.

Dla wyrwania podstawowymi wielkościami są:

$$m_A = m \quad \text{oraz} \quad v_n = v.$$

Obie te wielkości są umowne — ograniczone w górę i w dół i uzależnione od ciężaru samolotu, jego przeznaczenia (kategorii) mocy i prędkości. Tak więc współczynnik obciążenia m zależy od kategorii samolotu, oraz

a) wg wymagań polskich od ciężaru samolotu i jego mocy,

b) wg wymagań radzieckich od ciężaru G i prędkości v_n ,

c) wg wymagań niemieckich od obciążenia powierzchni p i od prędkości v_n ,

d) wg wymagań przepisów międzynarodowych tylko od ciężaru G .

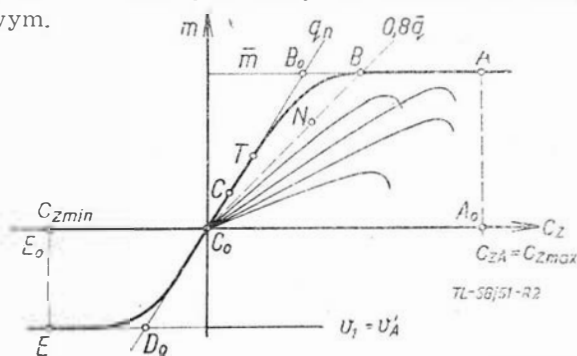
Podobnie dopuszczalna prędkość nurkowania v_n zależy od kategorii samolotu, oraz

a) wg wymagań polskich od v_n i prędkości granicznej v_{gr} ,

b) wg wymagań radzieckich od wysokości spadku h przy nurkowaniu z początkową prędkością v , 0,8 v_{gr} .

c) wg wymagań niemieckich od v_n tylko, a dla samolotów akrobacyjnych jeszcze od v_{gr} .

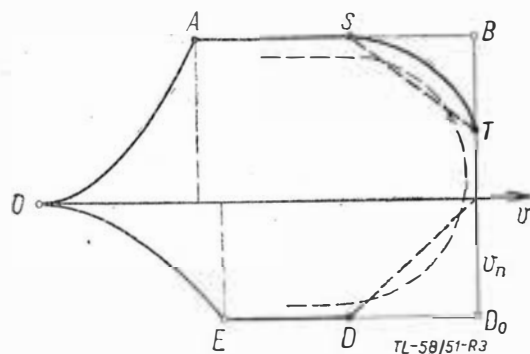
d) wg wymagań przepisów międzynarodowych od v_n i v_{gr} tj. prędkości granicznej nurkowania w locie ślizgowym.



Rys. 2.

Krzywą wyrwania wyznaczają dwie proste $m_A = \text{const}$ i $v_n = \text{const}$ oraz krzywe przejścia dla obszaru B. Granice wyznaczone przez obie te proste są czysto umowne, ale teoretycznie są one logiczne i doświadczalnie uzasadnione (rys. 2). Krzywa przejścia w obszarze B wg krzywej $m - v$ wynika jako obwied-

nia krzywych obciążenia, wziętych z pomiarów (rys. 3). Obwiednia ta wyraźnie występuje jako krzywa zaokrąglająca naroże B, w układzie $(m - v)$ — a mimo to na krzywej $m - v$ zastąpiono ją prostą BT, ścinającą to naroże. Jest to założenie teoretycznie niczym nieuzasadnione, nawet prostą obliczeń, gdyż i tak wartość q i funkcje $m = f(q)$, lub $m = f(c_z)$ wyrażają się krzywymi. Przy projektowaniu uproszczenie takie nie jest uproszczeniem. Mimo to ten punkt widzenia został przeformowany do przepisów międzynarodowych.



Rys. 3.

Niemcy rozwiązali ten problem połowicznie, wyznaczając dla punktu B wartość $q_B = 0,8 q$, pozostawiając samo naroże nieokreślone. Francuzi zaś pozostali przy swoich przypadkach lotu aż do wybuchu wojny 1939 r.

Polska krzywa wyrwania uznała parabolę z wierzchołkiem w punkcie B i styczną w punkcie T za dostateczną aproksymację teoretycznej krzywej przejścia, która powinna być nie tylko obwiednią krzywych rzeczywistych wyrwania, ale nadto krzywą jednego skrajnego wyrwania, fizycznie możliwego (rys. 2).

Teoretyczną krzywą przejścia BT otrzymujemy przy założeniu, że przebieg wyrwania odbywa się w sposób ciągły od prędkości $v_n = v$ do prędkości v_B , czyli od q do q_B . Podczas wyrwania wzrastać musi cięży kąt natarcia α , a więc również c_z , który dla tych wartości α jest liniową funkcją kąta α , tj. $c_z = k\alpha$. Końcowa wartość $q_B < q$, przy której zostaje osiągnięty współczynnik obciążenia $m = m_A$ zależy oczywiście od czasu manewru. Przy gwałtownym wyrwaniu oczywiście wytrata prędkości jest bardzo mała.

Ale czas wyrwania nie może być zbyt mały, jak to wykazały doświadczenia, gdyż samolot musi mieć czas na przejście z $c_z = c_{zT}$ na $c_z = c_{zB}$ i na obrót

o kąt $\Delta\alpha$. Przyspieszenie kątowe $\epsilon = \frac{M}{J}$ zależne od

momentu sił aerodynamicznych $M = P_H \cdot l$ i momentu bezwładności J — jest bowiem ograniczone z jednej strony siłą P_H zależną od wychylenia steru wysokości i ciśnienia q — z drugiej zaś strony warunkiem uzyskania w punkcie B pewnej ściśle określonej wartości prędkości kątowej $\omega = \frac{d}{dt}(\alpha + \varphi)$, gdzie φ jest kątem

toru samolotu. Albowiem od punktu B do A nie wolno nam przekroczyć współczynnika m , czyli q musi spadać wg hiperboli $B_0'B'A'$ (rys. 4), zaś $\frac{dq}{dt}$ jest funkcją q .

α i q . Od kąta φ zależy bowiem składowa ciężaru G styczna do toru, zaś od kąta α opór P_x .

Uwzględniając te wszystkie warunki można teoretycznie zbudować krzywą przejścia. Zachodzi tu jeszcze czynnik psychiczny pilota, trudny do ścisłego ujęcia rachunkiem. Dlatego najlepiej jest określić wartość q_B doświadczalnie. Niemcy przyjęli $q_B = 0,8 \cdot q$, ale za-

kładając $m_B = \frac{2}{3} m_A$ widocznie nie zdawali sobie

sprawy, że współczynnik ten przy $q_B = 0,8 \cdot q$, może być grubo przekroczony.

4. Brutalne sterowanie

Wymagania francuskie i CINA były bardzo proste; dla usterzeń wysokości i kierunku $p_u = \frac{3}{5} m p$, zaś dla

lotek $p_l = \frac{2}{5} \bar{m} p$, przy $m = 1$ dla całości samolotu.

Przepisy niemieckie podeszły do tego zagadnienia ogólniej i tu oni pierwsi wprowadzili linie wpływowe obciążeń. Każą bowiem tak dobrać q_h , q i kąty wychylenia sterów β , aby przy danym obciążeniu $p_u = p_o \pm \Delta p$ uzyskać najgorsze obciążenia dźwigarów statecznika i steru, przy czym wartość umowna wynosi

$$\Delta p = \pm \frac{1}{4} q_n, \text{ ale } \Delta p > 1,5 q_{\min}.$$

Obciążenia lotek zaś i kąt β lotek wynikają z założenia, że samolot wykonuje bczkę z prędkością kątową ω_x posiada tak wychylone lotki aby

1) przy $M_x = 0$, oraz $\varepsilon_x = 0$, $q = q_h$ i $m = 1$ było

$$\omega_x = \pm 0,35 \frac{v_h}{4}$$

albo 2) przy $q = q$ i $c_z = 0$ było $\omega_x = \pm 0,10 \frac{v_n}{4}$

względnie 3) przy $\varepsilon = \pm 6 \text{ } ^\circ \text{ sek}^2$, $q = q_h$ i $m = \frac{5}{6} \bar{m}$

było wychylenie lotek β jak w przypadku pierwszym.

Są to bardzo skomplikowane warunki, jeśli chodzi o wykonanie obliczeń. Należy bowiem obliczyć rozkład ciśnień wzdłuż rozpiętości skrzydła, zakłócony wychyleniem lotek. Wymagania te mają jednak tę wyższość nad innymi, że wprowadzają linie wpływowe obciążeń usterzeń i lotek.

Przepisy radzieckie określają również $\varepsilon_x = 6 \text{ } ^\circ \text{ sek}^2$ przy $q = \bar{q}$ i $m = 0,6 \bar{m}$ jako obciążenie lotek. Dla usterzenia wysokości wymagają one

$$\Delta p_H = \pm 0,2 \bar{m} \cdot p, \text{ oraz } p_H = (p_o \pm \Delta p_H) \frac{1}{3} \bar{m} p$$

natomiast dla usterzenia kierunku należy przyjąć

$$\Delta p_v = \pm 0,37 \bar{q}.$$

Przepisy międzynarodowe określają brutalne sterowanie wysokości w sposób następujący: przy $m = 1$ i prędkości v_A lub v_n pilot, używając całej dopuszczalnej siły na sterownicę, możliwie szybko wykonuje wychylenie steru, po czym kontruje ster. Wielkość wychylenia steru i czas wykonania tego manewru tak dobrać, aby współczynnik m nie przekroczył nigdzie wartości 3. Jeśli nie można przeprowadzić tego rachunku, to dopuszcza się wykonanie obliczeń na następujących założeniach:

$$\text{dla } v = v_A \text{ i } m = 1 \quad \varepsilon_y = + \frac{72}{V_A^2} \bar{m} (m - 1,5) \quad \text{rad}^2 \text{ sek}^2$$

$$\text{dla } v = v_A \text{ i } m = \bar{m} \quad \varepsilon_y = - \frac{48}{V_A^2} \bar{m} (m - 1,5) \quad "$$

$$\text{dla } v = v_n \text{ i } m = 1 \quad \varepsilon_y = + \frac{72}{V_n^2} m_T (m_T - 1,5) \quad "$$

$$\text{dla } v = v_n \text{ i } m = m_T \quad \varepsilon_y = - \frac{48}{V_n^2} m_T (m_T - 1,5) \quad "$$

jeśli V podana jest w km/godz.

Dla usterzenia kierunku przepisy międzynarodowe wymagają całkowitego wychylenia steru przy prędkości przelotowej tak w początkowym locie prostym jak też w ślizgu. Jeśli chodzi o lotki, to wymagają one takiego ich wychylenia, jakie może się zdarzyć w locie. Określenia te nie są zupełnie sprecyzowane.

Przepisy polskie określają dla brutalnego sterowania wzrost wielkości momentów względem 3 osi przechodzących przez środek mas, czyli pośrednio przyspieszenia kątowe ε_x , ε_y , ε_z — sprowadzając obciążenia wszystkich sterów do tej samej formuły, jaką stosują

przepisy radzieckie i niemieckie, jeśli chodzi o lotki, a jaką stosują przepisy międzynarodowe, gdy mowa o usterzeniu wysokości. Wzory te brzmią:

$$M_y = k_H \bar{m} G \cdot l_{sr}$$

$$M_z = k_v \bar{m} G L$$

$$M_x = k_l \bar{m} G L$$

gdzie l_{sr} — średnia cięciwa skrzydła

L — rozpiętość skrzydła

zaś k_H , k_v , k_l — współczynniki umowne.

5. Obciążenie złożone w locie

Oprócz omówionych głównych obciążeń w locie przepisy wprowadzają szereg kombinowanych przypadków obciążenia, mianowicie dla poszczególnych części samolotu. I tak dla przodu kadłuba, względnie partii skrzydłowych obciążenia od zespołu napędowego, dla połączeń kadłub — skrzydło obciążenia niesymetryczne, dla tylnej części kadłuba obciążenia od obu usterzeń równocześnie itp. Najwięcej tych przypadków wprowadzili Niemcy — moim zdaniem za dużo.

Do obciążeń w locie należy jeszcze zaliczyć obciążenia szybowców holowanych. Na tym polu może Polska również poszczycić się pierwszeństwem analizy tych obciążeń i ich wprowadzeniem do przepisów.

6. Obciążenie na ziemi

Do głównych obciążeń samolotu należą jeszcze obciążenia podczas lądowania. Przeważnie spotykamy w przepisach następujące przypadki:

- 1) lądowanie na koła główne bez hamowania kół
- 2) lądowanie na koła główne z hamowaniem kół
- 3) lądowanie na 3 punkty bez hamowania kół
- 4) lądowanie na 3 punkty z hamowaniem kół
- 5) lądowanie na tył (dla trójkołowców)
- 6) lądowanie boczne, itd.

Francja i CINA wymagały wprost określonych współczynników obciążenia m_i — za nimi poszły Włochy, Holandia, Biuro Veritas i wiele innych państw. Firma Martin jeszcze w r. 1942 liczyła lądowanie wprost na dane współczynniki m_i . Dopiero po wojnie przekonano się o niedorzeczności takich wymagań i wprowadzono do przepisów międzynarodowych wartości obciążeń uzależnione od energii uderzenia i jej amortyzacji. Polska od razu uznała tezę o energii uderzenia za słuszną a poszła jeszcze dalej, gdyż zamiast przypadków lądowania wprowadziła linie wpływowe obciążeń, podobnie jak to zrobiła dla obciążeń w locie.

Przepisy radzieckie określają albo współczynniki m_i wynikające z amortyzacji energii E_u albo podają wprost wielkości reakcji.

Przepisy niemieckie określają energię uderzenia E przez podanie prędkości uderzenia zależnej od prędkości opadania w locie ślizgowym przy $c_z = 0,9 c_{z \max}$ oraz przewidują $v_{uderz} = 0,8 \div 0,9 \div 1,0 v_{opad}$, czyli

$$E_u = \frac{G}{2g} v_u^2 = L_{amort} \text{ oraz:}$$

dla przypadku:

$$1) R_z = R, R_x = R_y = 0,$$

$$2) R_z = 0,8 R \text{ jeśli są koła lub } R_z = R \text{ jeśli są narty}$$

$$R_x = m_{red} \frac{dv}{dt}, \text{ gdzie } \frac{dv}{dt} = 6 \text{ m/sek}^2, \text{ lub } R_x = 0,3 R$$

przy nartach,

$$3) \text{ przy } v_n^1 = 0,9 v_n \text{ reakcja przechodzi przez środek mas i wynosi } R = \sqrt{R_x^2 + R_z^2} = R_3, \text{ t.j. tyle, ile wynika z amortyzacji pracy,}$$

$$4) R_4 = 0,7 R_3 \text{ i odchylna jest do tyłu od płaszczyzny osi i kół i środka mas o kąt } 20^\circ \text{ przy kołach i } 30^\circ \text{ przy nartach.}$$

Przepisy międzynarodowe przewidują, że przy $P_z < G$

$$v_u = 1,52 + 0,0114 v_{\min}$$

$$3,04 \geq v_u \geq 2,14 \text{ m/sek}$$

Przy energii dopuszczalnej E_u skok amortyzacji może być już prawie całkowity. Energia łamiąca jaką podwozie ma wytrzymać przez odkształcenia konstrukcji wynosi $E' = \frac{G}{2g} (1,18 v_{opad})^2$. Przepisy te wprowadzają czynnik hamowania kół na skutek ich bezwładności podczas styku z ziemią, czego nie uwzględniały inne przepisy.

Przepisy polskie wprowadzają 3 wartości na E_u tj. E_1 , E_2 i E_3 — przy czym E_1 określona została z wyeliminowaniem prędkości opadania gdyż za decydującą uznano sprawność pilota, grupa E_2 zależy od v_{opad} zaś E_3 jest wielkością całkowicie umowną dostosowaną do kategorii samolotu. Rozróżniają one pracę amortyzatorów i pneumatyków i uwzględniają nośność skrzydeł.

Obciążenia niesymetryczne przy lądowaniu wyrażają polskie przepisy przy pomocy obciążeń symetrycznych, a przy lądowaniu skośnym wielkością umowną jest kierunek reakcji i jej wielkość, określona w stosunku do obciążenia symetrycznego.

6. Wnioski

Reasumując powyższe, dochodzimy do następujących wniosków:

1) Polskie przepisy, wymagające linii wpływowych, górują nad znanymi przepisami innych krajów.

2) W uzupełnieniu polskich przepisów należałoby wprowadzić do krzywej podmuchów prędkość podmuchu w zmienną w sposób ciągły, jako funkcję $w = f(v)$ a nie poprzestać na trzech wartościach. Zweryfikować wartość η , która nie może być oparta na tak prymitywnym wzorze jak w przepisach międzynarodowych.

3) Sformułowanie brutalnego sterowania wg polskich wymagań jest logiczne i jednolite. Należałoby tylko zamiast momentów wprowadzić przyspieszenia katowe. Przy określaniu ϵ z braku wzorów zagranicznych oprzeć się na własnych pomiarach.

4) Obciążenia kombinowane w locie wybrać najlepsze z przepisów radzieckich, niemieckich i międzynarodowych i zredukować ich ilość.

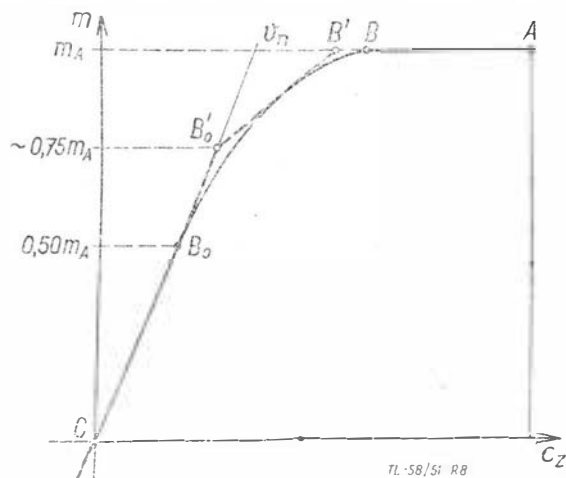
5) Prędkość uderzenia przy lądowaniu dopasować do obecnych warunków wzorując się na przepisach radzieckich i międzynarodowych — wprowadzić czynnik bezwładności kół przy hamowaniu i lądowaniu na brzechu, co zrobił już ZSRR.

6) Tak zmodernizowane wymagania wydać w postaci polskich przepisów, które odpowiadałyby wówczas potrzebom nowoczesnej techniki lotniczej.

Kolejno podajemy wyjątki z dyskusji, jaka rozwinęła się po odczycie:

Prof. dr F. Misztal

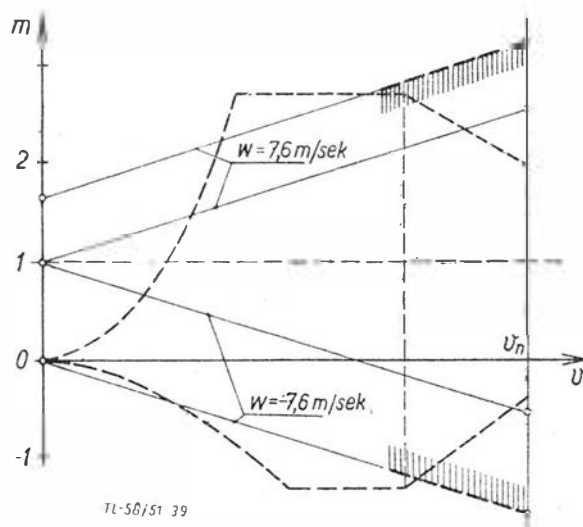
Wydać mi się, że zbyt duże znaczenie przypisuje się tu obszernie omawianej krzywej przejścia w obszarze B (od punktu B_0 do B) w przebiegu obciążeń dopuszczalnych samolotu podczas wyprowadzenia z lo-



Rys. 8.

tu nurkowego. Tymbardziej, że inne odcinki tego wykresu (rys. 2) są również umowne i oparte na przesłankach doświadczalnych. Cały bowiem wielobok, jako granica dopuszczalnych w tych warunkach maksymalnych obciążeń, ma być praktycznie uproszczoną obwiednią osiągniętych dotychczas w tym zakresie danych doświadczalnych. Krzywą więc $B_0 B$ w układzie $m - c_z$ jakkolwiek ona równocześnie dobrze oddaje fizycznie przebieg zjawiska, można dla celów praktycznych zastąpić dla prostoty bez większych zastrzeżeń równie umownym (np. opisanym na niej) odcinkiem B_0 i B (rys. 8), opartym końcami na przedłużeniu sąsiednich odcinków wieloboku. Warunki obciążeń i wytrzymałości konstrukcji nie ulegną przez to widocznej zmianie. A to, że teoretycznie wielobok $CB_0B'A$ nie może być z powodu nieciągłości przejść w jego narożach obrazem przebiegu wyprowadzenia samolotu z lotu nurkowego, nie ma praktycznie większego znaczenia, krzywa bowiem CB_0BA nie odwarza w rzeczywistości również ściśle tego przebiegu.

Naogół wielobok dopuszczalnych sterowanych obciążeń symetrycznych samolotu jest dostatecznie teoretycznie i doświadczalnie uzasadniony. Więcej zastrzeżeń natomiast może budzić oparty na zbyt szczupłym jeszcze doświadczeniu wielobok dopuszczalnych obciążeń symetrycznych w burzliwej atmosferze. I tak np. według warunków międzynarodowych między innymi przy wielkości podmuchów $w = 7,6 \text{ m/sec}$ jest dozwolony lot nurkowy z prędkością dopuszczalną V_n . Jeżeli tak, to krzywa maksymalnych ujemnych podmuchów powinna mieć (w układzie $m - v$) swój początek nie w punkcie odpowiadającym wartości współczynnika $m = 1$ (nieprzyspieszony lot poziomy), (rys. 9), ale w odpowiednio niższym, a w granicznym przypadku pionowego lotu nurkowego w punkcie odpowiadającym $m = 0$. Następnie, jeżeli samolot znajduje się w locie nurkowym,



Rys. 9.

to trzeba się liczyć również z jego wyprowadzeniem w takich samych warunkach z tego lotu. Za tym krzywa maksymalnych dodatnich podmuchów powinna mieć swój początek w punkcie odpowiadającym wyższej wartości współczynnika obciążeń niż w locie poziomym ($m = 1$). W obydwóch więc przypadkach mogą wystąpić wyższe obciążenia samolotu przy tej wielkości podmuchów, niż to przewidują warunki międzynarodowe, pomijając już to, że i współczynnik złagodzenia krzywej podmuchów powinien mieć większą wartość przy wyższych prędkościach lotu. Te niedomówienia i nieścisłości można sobie tłumaczyć tylko w ten sposób, że autorzy tych wymagań przyjęli przypuszczalnie celowo stosunkowo zbyt wysokie wielkości podmuchów dla lotu nurkowego, tak, aby mogły być przez to pokryte wszystkie praktycznie możliwe w tych warunkach obciążenia samolotu.

Prof. inż. L. Duleba

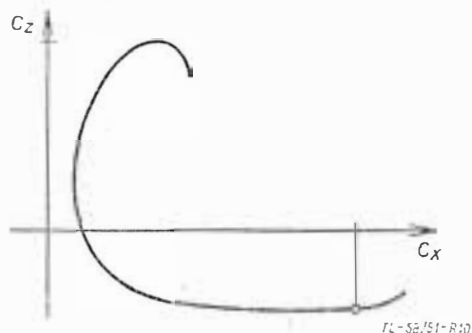
Przepisy podają nam maksymalne przyspieszenia (a tym samym obciążenia), jakie mogą zaistnieć na samolocie przy różnych jego położeniach względem kierunku lotu (różnych kątach natarcia). Dla uproszczenia rachunków przepisy, zamiast całkowitego przyspieszenia, podają tylko wielkość jego składowej w kierunku prostopadłym do stycznej do toru w funkcji współczynnika siły nośnej c_z (działającej) w tymże samym kierunku). Krzywa ta $m = f(c_z)$ została ustalona na podstawie pomiarów przyspieszeń w locie. Ale w locie przyspieszeniomierz jest sztywno związany z samolotem, a więc mierzy przyspieszenia nie w kierunku osi związanej z torem ale w kierunku jakiejś osi związanej z samolotem zazwyczaj w kierunku działania składowej normalnej do osi podłużnej samolotu (c_n). Również pilot, który najczęściej w czasie lotu nie ma przyspieszeniomierza i wyczuwa istniejące przyspieszenie jako do ciskanie go do siedzenia, przede wszystkim będzie reagować na tę składową przyspieszenia, która go do siedzenia dociska, a więc na składową w kierunku c_n niezależnie od położenia samolotu względem toru lotu.

Dlatego znacznie poprawniej byłoby w przepisach podać albo całkowite przyspieszenia jakim samolot może w locie podlegać, lub składową w kierunku c_n jako funkcję położenia samolotu względem toru.

Położenie to możemy określić podając kąt natarcia α , współczynnik nośności c_z , lub współczynnik c_u .

W większości przypadków ta komplikacja rachunku jest niecelowa, gdyż siły, a więc i przyspieszenia w kierunku c_n i c_z niewiele różnią się od siebie i są bliskie całkowitemu przyspieszeniu, bo składowe w kierunku c_t lub c_x są bardzo małe w porównaniu ze składowymi w kierunku c_n i c_z .

Przyjęte więc w przepisach przybliżenie daje dobre wyniki. Spotkałem jednak przypadek, gdzie różnice były znaczne. Mianowicie konstruując samolot akrobacyjny, otrzymałem z pomiarów tunelowych biegunową rys. 10, dla której $c_{z \min}$ zachodziło przy bardzo dużym ujemnym kącie natarcia i przy tym kącie c_x było bardzo duże w przybliżeniu równe c_z (zresztą niezbyt dużemu).



Rys. 10.

Dla tego kąta natarcia c_t było niewielkie, tak, że współczynnik całkowitej siły nośnej niewiele różnił się od składowej c_n .

Naturalnie, biorąc z przepisów przyspieszenia w kierunku c_z i sumując z jednocześnie istniejącymi przyspieszeniami w kierunku c_x otrzymałem obciążenie prostopadłe do powierzchni skrzydła (w kierunku c_n około 40% większe od podanych w przepisach (dla kierunku c_z). Obciążenie to było bardzo kłopotliwe dla ściskanych w tym przypadku zastrzałów i dla drewnianych dźwigarów zginanych w odwrotnym kierunku niż w locie normalnym.

W tym przypadku uważałem, że wystarczy policzyć skrzydło na całkowite przyspieszenie, równe przyspieszeniom z przepisów w kierunku c_z , gdyż pilot, odczuwając przyspieszenie całkowite, będzie ograniczał manewrowanie samolotem w ten sposób, aby całkowite przyspieszenia nie stały się zbyt wysokie i nie przekroczyły wytrzymałości organizmu ludzkiego dla przyspieszeń ujemnych. Ówczesny Instytut Techniczny Lotnictwa był innego zdania, trzymając się ściśle tekstu

przepisów, ale uwzględniając, że samolot był już wykonany — po dyskusji zgodzono się zmniejszyć wymagany współczynnik w kierunku c_z w ten sposób, aby całkowite przyspieszenia nie przekraczały wielkości podanej w przepisach w kierunku c_n .

Według przepisów międzynarodowych krzywa wyrwania $c_z = f(m)$ nie jest całkowicie płynna, lecz posiada załamania zresztą słabo widoczne i zdawałoby się — nie posiadające znaczenia. Tymczasem lekkie załamanie w punkcie największych dopuszczalnych ujemnych c_z , przy maksymalnej dopuszczalnej prędkości nurkowania, powoduje minimum na krzywej obciążeń usterzenia poziomego w postaci wąskiego ostrza, co wydaje się niezgodne z rzeczywistymi obciążeniami w locie.

Według przepisów przy obliczaniu obciążeń przy podmuchu zakładamy, że samolot leci ruchem ustalonym przy maksymalnej dopuszczalnej prędkości w burzliwej atmosferze i że zjawia się podmuch ± 10 m/sec lub też ustalona prędkość jest maksymalną dopuszczalną prędkością nurkowania, którą wolno naturalnie rozwinąć tylko w spokojnej atmosferze i że zjawia się podmuch ± 5 m/sec. W obu przypadkach jako warunki wyjściowe założono $m = +1$. Tymczasem w czasie lotów akrobacyjnych na plecach ($m = -1$), co z zasady odbywa się w atmosferze spokojnej, również może zjawiać się podmuch ± 5 m/sec, co spowoduje większe naprężenie, niż przy podmuchu w stanie wyjściowym $m = +1$.

Obciążenia podwozia według przepisów międzynarodowych są bardzo duże, prawdopodobnie większe od spotykanych w czasie eksploatacji. Dowodem tego jest podwozie samolotu Siebel, które jest kilkakrotnie słabsze niż tego wymagają przepisy, a jednak złamanie tego podwozia prawie nie zdarza się. Prawdopodobnie wiele innych samolotów miało tendencję do zarzucania przy lądowaniu i łamania podwozia od powstających przy tym sił bocznych. Stąd w przepisach międzynarodowych zjawily się duże obciążenia boczne. W ten sposób w samolotach nie mających skłonności do zarzucania budujemy podwozia za mocne i przez to zbyt ciężkie.

Dziwne też jest, że w przepisach międzynarodowych, w których wszystkie obciążenia są podane jako dopuszczalne, jedynie dla lądowania podana jest prędkość opadania, która wywołuje naprężenia łamiące.

Odpowiedź na uwagi prof. Misztala

Zgadzam się, że krzywą przejścia można by zastąpić wielobokiem opisanym na niej, gdyż to niewiele wpłynęłoby na wartość obciążeń samolotu, ale uważam, że to nie dałoby praktycznych korzyści, albowiem przebieg funkcji $q = f(c_z)$, jak również funkcji $v = q(c_z)$ i tak nie byłby liniowy. Ponieważ w każdym przypadku przebieg wartości c_n i c_t — najważniejszych dla analizy obciążeń skrzydła jest pewną krzywą nie dającą się ująć ściśle wzorem, przeto nie warto krzywych przejścia starać się koniecznie sprowadzać do funkcji liniowych ani w układzie (m — c_z) ani w układzie (m — v).

Autor mówiąc o krzywej przejścia nie miał zamiaru przypisać jej zbyt dużego znaczenia, ale jedynie starał się wykazać że punkt B_0 na przecięciu się prostych $v_n = \text{const}$ i $m_A = \text{const}$ jest fizycznie nieosiągalny i że nieobcinanie tego naroża krzywej wyrwania jest nielogiczne, gdyż punkt B_0 wymiarowałby zwykle konstrukcję skrzydeł, mimo, że takie obciążenie z góry uważamy za nieosiągalne.

Odnosnie uwagi o wymaganiach przepisów międzynarodowych dla podmuchów — to rzeczywiście i tu brak jest konsekwencji. Dla podmuchów dodatnich proste $v = \text{const}$ winny wychodzić z punktu $m = 1$ przy $v = 0$, ale dla podmuchów ujemnych winny one wychodzić dla $m = \cos \varphi < 1$ przy $v = 0$, odpowiadającego kątowi toru φ przy dopuszczalnym nurkowaniu.

Z drugiej jednak strony różnice występują przy małych prędkościach lotu, kiedy obciążenia od podmu-

chów i tak nie są nigdy miarodajne i dlatego zauważona przez prof. Misztalę usterka w przepisach nie ma większego praktycznego znaczenia.

Odpowiedź na uwagi prof. Dulęby

Wprowadzenie współczynnika $c = \sqrt{c_z^2 + c_x^2}$ zamiast c_z do krzywej wyrwania zaciemniłoby analizę obciążeń w locie, gdyż z jednej strony każdemu c odpowiadałyby dwie wartości kąta natarcia, z drugiej zaś strony nie uwzględniłoby roli obciążeń prostopadłych do toru lotu. Przyspieszenia bowiem styczne do toru lotu praktycznie są bez znaczenia. Osobiście byłem wtedy i jestem zdania, aby ograniczyć dla bardzo pł-

skich biegunowych w pobliżu $c_{z\max}$ i $c_{z\min}$ dopuszczalny kąt natarcia do wartości $\alpha_{\max} = 22^\circ$ oraz by za $c_{z\min}$ przyjąć takie, aby $c_x \leq c_{x\max}$.

Bardzo trafna i wnikliwa jest uwaga, że siła na usterzeniu wysokości P_H ma przebieg niczym nie uzasadnionego ostrza, jeśli tylko istnieje jakiekolwiek załamanie krzywej wyrwania w punkcie B. Dlatego też krzywa przejścia nie może być linią prostą, ale koniecznie krzywą styczną do prostych $m = m_A$. To jest właśnie jednym ze słabych punktów w przepisach międzynarodowych. Odnosnie krzywej podmuchów wypowiedziałem się już poprzednio. Uwagi o wymaganiach w przepisach międzynarodowych, stawianych podwozom, uważam za zupełnie słuszne.

Artykuł wpłynął dnia 8 listopada 1951 r.



Mgr inż. STANISŁAW MADEYSKI

Rysunek ofertowy

Autor porusza w pracy tej szereg problemów nadsuwających się przy sporządzaniu i wykorzystywaniu rysunków ofertowych, rozpatrując je z punktu widzenia konstruktora wyposażenia samolotu, zajmuje się przy tym zwłaszcza rysunkami ofertowymi tłokowych silników lotniczych oraz osprzętu samolotowego.

Wstęp

Na wstępie, Czytelnikowi zaintrygowanemu zamieszczonym tytułem należy się kilka słów wyjaśnienia. Temat, wbrew pozorom wywołany przez zastosowane słowo „ofertowy“ nie posiada żadnych cech „handlowych“, będzie dotyczył zagadnień technicznych ważnych w pracy zawodowej dla konstruktora lotniczego. Nazwa „rysunek ofertowy“ nie jest często używana, zazwyczaj mówi się tylko o rysunku lub szkicu względnie tylko o wymiarach gabarytowych. Z chwilą gdy użyliśmy tego znanego (lecz niezupełnie właściwego z punktu widzenia czystości polskiego słownictwa technicznego) i szerzej stosowanego wyrażenia — sprawa się wyjaśnia. Poniżej zajmiemy się próbą przeanalizowania problemów, z jakimi można się spotkać w praktyce i które dotyczą rysunku ofertowego, będącego w zasadzie bardzo drobną i błahą częścią pracy konstruktorskiej. Zajmiemy się szczegółowym rozpatrzeniem potrzeb oraz wymagań jakie stawiane są przez użytkowników wykonawcom rysunku ofertowego. Podkreślić przy tym trzeba, że użytkownicy sprzętu mają zupełnie inny, odrębny punkt widzenia jak jego wykonawcy. Używając lapidarnego porównania można wskazać analogię z innej zupełnie dziedziny. Głównie człowieka zupełnie inaczej analizuje lekarz specjalista chorób mózgowych lub psychiatra, inaczej zaś laryngolog lub dentysta; inaczej malarz wykonujący portret na płaszczyźnie, odmiennie zaś rzeźbiarz modelujący bryłę; całkowicie inaczej wreszcie charakterystyczny w teatrze, fryzjer lub kapelusznik. Wszyscy wskazani zajmują się tym samym obiektem, aczkolwiek zupełnie odmiennie mają zainteresowania i podejście do niego. Podobnie dla konstruktora silnika lotniczego informacje o średnicy cylindra i skoku tłoka są pierwszorzędного znaczenia, zaś położenie środka ciężkości wyposażonego silnika lub wymiary skrzyni do przewożenia tego silnika mają już drugoplanową wartość. Odwrotnie natomiast do tych samych danych podchodzi konstruktor samolotu — użytkownik silnika lotniczego i jego rysunku ofertowego.

Wymagania stawiane rysunkowi ofertowemu przez konstruktorów samolotu, silnika lotniczego względnie osprzętu samolotowego

Każdy z Czytelników, który styka się z pracą konstruktora w tym momencie z łatwością powie, że wykorzystując albo opracowując rysunek ofertowy będzie

wymagać szkicu bez zbędnych szczegółów i zawierającego najważniejsze wymiary. Bezsprzecznie będzie to określenie trafne, o ile zostaną w sposób właściwy zdefiniowane pojęcia: najważniejszy wymiar i zbędny szczegół. Treścią niniejszej pracy będzie właśnie próba znalezienia właściwych sformułowań, przy czym ze względu na różnorodność zagadnień wymaganych przez konstruktorów poszczególnych gałęzi lotnictwa oprzemy się na przykładach wziętych z życia.

Konstruktorzy samolotów, a właściwie konstruktorzy wyposażenia samolotowego potrzebują, dla zadowalającego wypełnienia swych prac, największej ilościowo i najbardziej różnorodnych pod względem tematów rysunków ofertowych dla stosowanych urządzeń. Można wymienić przykładowo: silnik wyposażony, przyrządy pokładowe, wciągarki (hydrauliczne, pneumatyczne lub elektryczne), amortyzatory podwoziowe, silnikowe i dla zawieszenia tablic pokładowych oraz urządzeń radiowych, urządzenia i instalacje przeciwpożarowe, klimatyzacyjne i odladzające, wszelkiego rodzaju urządzenia radiowe i radarowe, śmigła nastawne, sprzęt nawigacyjny itp. Tu również możnaby wymienić uzbrojenie samolotu, jednakże ze względu na to, że przeznaczenie bojowe wpływa radykalnie na całość konstrukcji samolotu — te rysunki ofertowe uzyskują zupełnie odmiennie znaczenie. Konstruktorzy samolotów w zasadzie nie wykonują rysunku ofertowego swego wytworu — samolotu. Dla celów handlowych wystarczy bowiem zwykły rysunek w trzech rzutach, który zaznajamia odbiorcę z sylwetką samolotu, jako gotowego produktu przeznaczanego już wprost do użytku, ewentualnie uzupełniony rozmieszczeniem kabiny pilotów i pasażerskiej. Sami zaś konstruktorzy samolotów muszą sporządzać rysunki, a raczej szkice na użytek dostawców, potrzebne dla umożliwienia im dalszej pracy przy wytwarzaniu wymienionych poprzednio urządzeń potrzebnych dla wbudowania w samolot. Szkice te obrazają przy tym raczej swobodną przestrzeń przeznaczoną dla danego urządzenia, z wyraźnym zaznaczeniem miejsc niedozwolonych (zwanych popularnie „tabu“). I tak na przykład dla dostawców wciągników podwoziowych potrzebne będą wymiary rozstawienia i położenie wzajemne obydwu zakończeń mocujących dla całkowicie rozciągniętego oraz skurczonego wciągnika, jak również kształt uszu i wymiary sworzni mocujących. Podanie swobodnej przestrzeni dla cylindra i tłoczyśka

The image contains three technical drawings of a mechanical assembly, labeled 1, 2, and 3. Drawing 1 is a top view showing a rectangular component with rounded corners, featuring a central circular area with internal details and several smaller circular features along the edges. Drawing 2 is a side view showing the profile of the component, highlighting its thickness and internal structure. Drawing 3 is a cross-sectional view showing the internal components and their arrangement. Various dimensions and numbered callouts (1-11) are present throughout the drawings, indicating specific parts and features.

a ŠOUŠPATKO ŠÍŘKY 70 mm, UMOŽŇUJÍCÍ PŘÍSTUP KE SVÍČKAM; VSTUPUJE SE VSTUPNÍM OTVOREM.
b OSA KARBURÁTORU.
c VYFUKOVÉ TRUBKY SE DODÁVAJÍ 200 mm DLOUHÉ; TOVARNA LETADLA SUPRAVYTUO DĚKU PODLE MOTOROVÉHO KRYTU.

- e PRO MONTÁŽ OLEJ, ČISTÍCÍ.
- f PRO MONTÁŽ MAGNETA.
- g SMYSL OTÁČENÍ.
- 1 PŘÍRUBY UPEVNĚNÝCH PATEK.
- 2 PŘÍRUBA VÝUKU.
- 3 PŘÍRUBA KARUR. PRO LAPAC VZDUCHU.
- 4, 4a, 4b ŠROUBENÍ PŘÍVODU OLEJE DO PUMPY
(světí, průměru miním. 21,5 mm).
- 5, 5a, 5b ŠROUBENÍ VRÁTILNÉHO OLEJE (světlost
přívodu miním. 19 mm).
- 6 ÚSTÍ VĚTRÁČE.
- 7 KONCOVKA POKROU OTÁČKOMĚRU 2 1
A PŘÍPOJKA PALIVA NA KARBURÁTORU
- 9 PŘÍPOJKA POTRUBÍ K MANOMETRU.
- 10 ODPAVODNÍ VENTILEK
- 11 ŠROUBENÍ NASTŘIKOVAČE PALIVA.
- 12 HLAVICE KLIDUBU PRO SOUPÁČÍ PLYNU A
KOREKCE.
- 13 SOUPÁČÍ PLYNU A KOREKCE
- A--PLYN OTEVŘEN
- B--PLYN ZAVŘEN
- C --KOREKCE VE VÝŠCE
- D--KOREKCE PŘI ZEMÍ

Podrobný nastavovací výkres motoru, nastavovací výkresy příslušenství a pohonů a instalační výkresy dodákován. Walter na přání.

TL-48/52-R?

oraz dla ustawienia końcówek do podłączenia giętkich przewodów instalacji czynnika roboczego jest również niezbędne.

Konstruktorzy silników lotniczych dla prawidłowego wykonywania swych prac wymagają znacznie mniejszej liczby rysunków ofertowych odpowiednio do mniejszej potrzebnej liczby urządzeń osprzętu silnikowego. Będą to: iskrowniki, prądnice, pompy paliwowe, olejowe, próżniowe i hydrauliczne, sprężarki pokładowe, synchronizatory karabinów maszynowych, osprzęt śmigła nastawnego z regulatorem obrotów, końcówki dla nadajników silnikowych przyrządów pokładowych jak na przykład termometrów oleju, obrotomierzy i manometrów ciśnienia ładowania, oleju i paliwa itp. Konstruktorzy silników sporządzają zaś sami rysunek ofertowy wykonywanego silnika wyposażonego, przeznaczony dla użytku projektujących samolot.

Konstruktorzy osprzętu samolotowego dla swej pracy potrzebują niewiele obcych rysunków ofertowych. Będą to jedynie na przykład membrany, rurki Bourdona, filtry, pompy, silniki elektryczne lub hydrauliczne specjalnego rodzaju przeznaczone do wbudowania do wytwarzanych urządzeń, termostaty, manostaty i tym podobne elementy wykorzystywane jako części składowe wykonywanych instalacji i urządzeń osprzętu samolotu. Sami zaś konstruktorzy osprzętu muszą sporządzać szczegółowe rysunki ofertowe produkowanych urządzeń i instalacji, przeznaczone dla wykorzystywania przez konstruktorów samolotu.

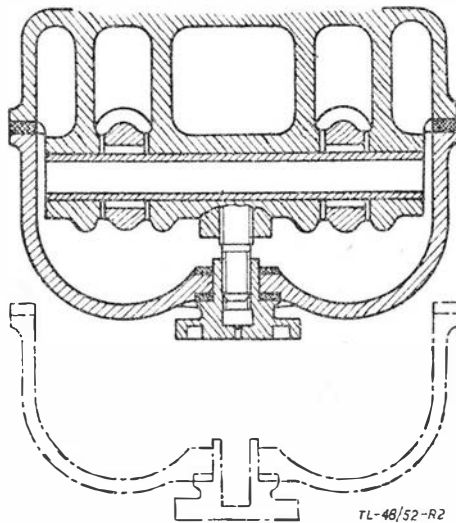
Rysunek ofertowy silnika lotniczego

Rysunek ofertowy nawet najmniejszego silnika lotniczego jest bardzo złożony i wymaga od wykonawcy znacznego doświadczenia, a przede wszystkim zrozumienia potrzeb i wymagań użytkownika, to jest konstruktora samolotu. Jako przykład starannie opracowanego, aczkolwiek niepozbawionego pewnych nieznacznych błędów, rysunku ofertowego zamieszczamy rysunek czechosłowackiej wytwórni Letecke Zavody, narodni podnik — Zavod Walter, odnoszący się do tłokowego silnika lotniczego Walter Minor 4 — III o mocy 105 KM (Rys. 1). Rozpatrzyć szczegółowo wspomniany rysunek, jako punkty świadczące o dużej rutynie odpowiednich pracowników tej wytwórni, przygotowujących wspomniany rysunek trzeba wymienić następujące:

1. Pięć rzutów widoków z zewnątrz silnika wraz z podstawowymi wymiarami, narysowanymi w skali 1 : 5 w oryginale, pozwalają na całkowite określenie kształtów silnika potrzebnych do właściwego zabudowania silnika na płatowcu, odpowiedniego wykonania osłon silnikowych i zaprojektowania elementów wyposażenia i instalacji silnikowych.
2. Szereg szczegółów, narysowanych w oryginale w skali 1 : 1, a mianowicie: kołnierze mocowania rur wydechowych, przewodu ssącego do gaźnika oraz łap silnikowych, znormalizowane końcówki przewodów olejowych (w kilku wariantach), paliwowych, zastrzyku oraz odpowietrzenia silnika, jak również końcówka napędowa obrotomierza, umożliwiające określenie szczegółów zabudowy silnika oraz wyposażenia komory silnikowej.
3. Podanie kierunku obrotów (śmigła oraz poszczególnych napędów) oraz kątów wychyleń dźwigni przepustnicy (popularnie zwanej dźwignią gazu) i poprawki wysokościowej jest niezbędne dla prawidłowego ukształtowania układu sterującego silnika w samolocie.
4. Umieszczenie wymiarów potrzebnych dla pozostawienia swobodnego miejsca dla umożliwienia wyjmowania filtra olejowego i iskrowników jest nieodzowne dla właściwego rozwiązania bardzo żywocznego problemu najłatwiejszej obsługi dla mechanika samolotowego, zwłaszcza przy często dokonywanych czynnościach okresowych.
5. Wskazanie przesuwnej zasłonki umocowanej na osłonie chwytu powietrza chłodzącego cylindry silnika pozwala na zorientowanie się w możliwości dostępu do świec.

Jako pewne niedomagania i ewentualnie wady tego rysunku, które wychodzą dopiero na jaw przy wykorzystaniu rysunku przy konstruowaniu samolotu i wymagają uzupełnienia względnie poprawienia trzeba jednak wymienić:

1. Brak danych o wielkości miejsca potrzebnego dla wyjęcia osłony zaworów (zwanej popularnie „kaloszem”), napelnionej olejem, której wyjmowanie jest nieodzowne w przypadku regulacji lub sprawdzania luzów zaworowych. Dopiero znajomość szczegółów rozwiązania konstrukcyjnego mocowania tej osłony, przedstawionego na Rys. 2, pozwala na właściwe zaprojektowanie dolnych osłon silnika oraz ich odejmowania. Jak to widać z rysunku dla wyjęcia wspomnianej osłony trzeba mieć swobodną przestrzeń o wysokości około 50 mm, potrzebną dla ominięcia obrzeżem osłony korpusu, przy czym osłona sama jest częściowo wypełniona olejem smarującym dźwignie zaworowe.

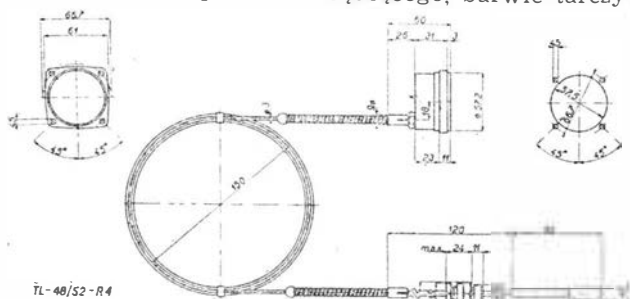


Rys. 2. Szczegóły mocowania oraz wyjmowania ku dołowi osłony zaworów („kalosza”).

2. Niewyraźne wskazanie sposobu przestawiania dźwigni gaźnika na sworzniu dla umożliwienia lepszego dostosowania konstrukcji popychaczy drążków sterowania silnika.
3. Brak na tym rysunku szczegółów wykonania łap silnikowych, przy czym samo wymiarowanie położenia płaszczyzn, na których łapy są mocowane nastręcza pewne wątpliwości, który wymiar do nich się odnosi, a pomyłka o 2 lub 3 mm jest wprawdzie nieduża, ale... wystarczy aby były trudności w zamocowaniu silnika.
4. Brak na wspomnianym rysunku szczegółów zakończenia wału korbowego.

Trzeba jednak jednocześnie dodać, że rysunek wskazany był w zmniejszeniu odbity na reklamowej ulotce zawierającej wykresy mocy i zużycia paliwa oraz krótki opis silnika wraz z podstawowymi danymi. Ale na przykład na Targach Poznańskich w 1948 roku, zainteresowani mogli uzyskać jeszcze dodatkowe informacje o tym silniku, zawarte na oddzielnych arkuszach, na których narysowane były: łapy silnikowe proste i ukośne, piasta śmigła drewnianego, obsadzenie pompy paliwowej, prądnicy, rozrusznika ręcznego i elektrycznego, instalacje całego zespołu napędowego dla lotów normalnych oraz dla lotów odwróconych („na plecach”) wraz z schematami zaworów olejowych do tego celu, schemat osłon silnikowych wraz z powierzchniami otworów powietrznych, układ ciepłego powietrza na przewodzie ssącym do gaźnika, warianty końcówek olejowych, końcówka dla mocowania elektrycznego nadajnika obrotomierza, i wreszcie szczegóły rozwiązania silnika zaopatrzonego w sprężarkę wraz z odpowiednimi osłonami oraz rozrusznikami ręcznym i elektrycznym. Często jednak przy projekcie wstępnym nowego samolotu, gdy nie ma do dyspozycji takich szczegółowych, dodatkowych informacji i rysunków, a zwłaszcza silnika w naturze — natomiast posiada się jedynie rysunek ofertowy w rodzaju omawianego, napotyka się na znaczne trudności przy opracowywaniu właściwej zabudowy silnika. Jeżeli jeszcze przy tym ma się do czynienia z nieco bardziej „lakończym” jak omawiany rysunek, a niekiedy z wręcz „niechlujnym” rysunkiem ofertowym wtedy trudności stają się nieznosne, opracowanie musi posiadać wiele niedomówień i dopiero przy wykonywaniu

Przyrządy pokładowe bardziej złożone jak na przykład manometr oleju, kontroler silnika, termometr oleju itp., które składają się z nadajnika umieszczonego przy silniku, wskaźnika mocowanego na tablicy pokładowej oraz łączącego przewodu włoskowatego kilkumetrowej długości złączonego na stałe z tymi obydwojoma urządzeniami — będą musiały posiadać odpowiednio bardziej skomplikowany rysunek ofertowy. Rysunek ten będzie zawierał więc oprócz zwykłych danych dotyczących mocowania puszki nadajnika, promienie dopuszczalne gięcia przewodu itp. Jako przykład przedstawiono na Rys. 4 odbitkę rysunku termometru oleju PAL 404, również czechosłowackiej produkcji. Jako usterki tego rysunku ofertowego można wymienić: nieoznaczony skok gwintu na nadajniku, długość i promień gięcia ochronnej spirali przy puszcze wskaźnika i przy nadajniku, brak danych o długości przewodu łączącego, barwie tarczy itp.



Rys. 4. Rysunek ofertowy termometru PAL 404

Osprzęt samolotowy złożony z wielu różnorodnych elementów jak na przykład sztuczny pilot, radio nadawczo-odbiorcze, urządzenie do ogrzewania itp., zawierać musi na rysunku ofertowym oprócz danych dotyczących obrysu, wymiarów oraz sposobów ustawienia i mocowania poszczególnych urządzeń także schematy połączeń instalacji wchodzących do układu, a więc np. elektrycznej, hydraulicznej lub pneumatycznej. W ścisłym związku z tymi instalacjami pozostawać będzie sprawa szczegółowego przedstawienia stosowanego układu końcówek i złączy, co zwłaszcza jest bardzo istotne, gdy ma się do czynienia ze sprzętem importowanym, gdzie występują — często bardzo znaczne różnice, w porównaniu do znormalizowanych elementów stosowanych w kraju. Rysunek ofertowy takich złożonych urządzeń powinien być bardzo wnikliwie przeanalizowany przez jego wykonawcę, ponieważ niejasności rysunku lub wymiarowania powodują późniejszą, zbędną właściwie, wymianę korespondencji z wyjaśnieniami, której możnaby zasadniczo w większości przypadków uniknąć. Na skutek nieraz drobnego uchybienia przepisów zabudowy zdarzają się wypadki niedziałania, niewłaściwego działania, a nawet i uszkodzenia sprzętu, zazwyczaj bardzo kosztownego.

Podobnie jak to wskazywaliśmy mówiąc o rysunku ofertowym silnika lotniczego, tak i w przypadku osprzętu — wytwórca jego sporządzając rysunek ofertowy powinien uwzględniać w większym stopniu potrzeby konstruktora samolotu i wnikać szczegółowo w pracę tego

ostatniego, a wtedy będzie dopiero mógł uniknąć wielu zbędnych, w zasadzie, zapytań, a nawet reklamacji.

Wśród rysunków osprzętu samolotowego spotykają się wymieniać można niektóre z nich:

1. Rysunki sporządzane są często w rzutach aksometrycznych, tak że nie nadają się do bezpośredniego wykorzystania w pracach przygotowawczych biura konstrukcyjnego samolotów, pomimo właściwie bardzo przejrzystego układu. W biurze konstrukcyjnym, przy wstępnym projektowaniu rozłożenia poszczególnych elementów wygodnie jest posługiwać się rysunkami wykonanymi w określonej skali przez podkładanie ich pod kalkę rysunkową i kopiowanie, zwłaszcza iż nieraz należy wykonać kilka wariantów opracowania zanim zostanie ustalone rozwiązanie ostateczne.

2. Brak wyraźnego określenia wymaganych swobodnych przestrzeni dla dostępu do poszczególnych urządzeń przez odejmowanie pokryw i innych zamknięć powoduje niejednokrotnie przykre „niespodzianki” po otrzymaniu dokładnych przepisów obsługi lub gotowego sprzętu i nastrocza znaczne „utrudnienia” dla personelu użytkującego lub obsługującego.

3. Na rysunku ofertowym nieraz nie są zaznaczone możliwe do wykorzystania i przewidywane w zasadzie przez wytwórcę położenia pewnych elementów, których różnorodność skierowania ułatwia podłączenie przewodów instalacji lub cięgieł sterujących. Oparcie się w danym przypadku jedynie na położeniu wskazanym dowolnie na rysunku znacznie utrudnia i komplikuje zabudowę urządzenia.

4. Wymagania wytwórcy osprzętu odnośnie amortyzowanego zamocowania poszczególnych urządzeń nie zawsze są na rysunku ofertowym wyraźnie sprecyzowane, co powoduje niekiedy niewłaściwą zabudowę, a w konsekwencji drgań występujących w samolocie — uszkodzenie urządzenia.

5. Oznaczenia gwintów nie zawsze są prawidłowo wskazane, na przykład gdy podano M 12 a nie określono skoku gwintu, który dla tej średnicy gwintu według norm może mieć kilka wartości.

6. Bardzo często występującym błędem na rysunkach ofertowych osprzętu jest brak wyraźnego określenia miejsca swobodnego na pomieszczenie łbów śrub lub nakrętek, co ważne jest zwłaszcza przy stosowaniu części normalnych.

Zakończenie

Praca niniejsza miała za zadanie jedynie, przez naznaczenie tytułowego problemu, przedstawienie wnikliwemu Czytelnikowi stykającemu się w swej pracy zawodowej z rysunkami ofertowymi, obojętnie czy przy ich sporządzaniu czy przy ich wykorzystywaniu, że tak pozornie mało znaczący i nieważny wycinek pracy konstruktora może stać się zagadnieniem, o ile pragniemy go w najbardziej celowy sposób rozwiązać. Jeżeli przedstawione powyżej uwagi przyczynią się do właściwego podchodzenia w przyszłości do tego zagadnienia przez Czytelników — cel postawiony sobie przez autora będzie osiągnięty.

Artykuł wpłynął dnia 10 czerwca 1952 r.

Nagrody Państwowe za rok 1952 w lotnictwie

Prezydium Rządu na posiedzeniu w dniu 17 lipca 1952 roku na wniosek Komitetu Nagród Państwowych przyznało za osiągnięcia w dziedzinie nauki i postępu technicznego w lotnictwie następujące nagrody za rok 1952.

Dział Nauki, Sekcja nauk technicznych, nagroda III stopnia: prof. dr inż. Jarosław Naleszkiewicz — za osiągnięcia w badaniach nad wytrzymałością konstrukcji drewnianych.

Dział postępu technicznego, Sekcja przemysłu ciężkiego, nagroda II stopnia: mgr inż. Tadeusz Sołtyk — za konstrukcję samolotu szkoleniowego „Junak 2”.

Sekcja transportu, zespołowa nagroda III stopnia: mgr inż. Wł. Nowakowski, inż. Józef Niespał, mgr inż. Tadeusz Kostia, mgr inż. Justyn Sandauer, mgr inż. Irena Kaniewska — opracowanie konstrukcji szybowców „Mucha”, „Jastrząb”, „Nietoperz”, „Sęp”, „Kaczka” i „Jaskółka”.

Sekcja rolniczo-leśna, zespołowa nagroda III stopnia: prof. dr Marian Nunberg, dr inż. Witold Koehler, mgr inż. Hieronim Sikorski, dr inż. Aleksander Haber, mechanik Henryk Fajge — za wprowadzenie w Polsce chemicznego zwalczania szkodników leśnych z samolotów.

Skrzynka techniczna

W związku ze wzmianką o konieczności rozpoczęcia prac nad organizacją Muzeum Lotnictwa, będącego częścią składową Muzeum Przemysłu i Techniki — jaka zawarta była w zeszycie nr 3/52 „Techniki Lotniczej” w artykule wstępnym pt. „Pałac Kultury i Nauki — darem Związku Radzieckiego” otrzymaliśmy od kol. Romualda Flacha szereg informacji, które poniżej zamieszczamy.

„W Polsce przedwrześniowej istniało w Warszawie od r. 1934 Muzeum Przemysłu i Techniki, mieszczące się przy ul. Tamka 1, a częściowo przy Krakowskim Przedmieściu 66. Muzeum to posiadało między innymi, bardzo zresztą skromny, dział lotniczy, nie odpowiadający zupełnie osiągnięciom historycznym ani stanowi technicznemu ówczesnego lotnictwa polskiego. Dział lotniczy mieścił się w bardzo szczupłym pomieszczeniu, tak, że za ledwie jeden tylko samolot znajdował się tam w naturalnej wielkości, na modele zaś brak było również dostatecznego miejsca.

Duże znaczenie historyczne i dydaktyczne jakie posiada muzeum lotnictwa nie znalazło należytego zrozumienia i poparcia wśród ówczesnych władz lotniczych. Muzeum lotnictwa nie doczekało się nigdy samodzielności i należytych warunków rozwojowych. Było jednym z kilkunastu działów Muzeum Przemysłu i Techniki. Niedocenianie przez sanację potrzeb muzeum lotnictwa doprowadziło do zaprzepaszczenia wspaniałych nieraz eksponatów, wyrażających nasze zdolności narodowe i dążność wielu ludzi pracy do tworzenia czegoś nowego, lepszego, do podnoszenia naszej techniki lotniczej. Ludzie ci pracowali w warunkach najtrudniejszych, wymagających dużo samozaparcia, cierpliwości i siły przebojowej w zwalczaniu trudności, jakie piętrzyły się przed pionierami naszego lotnictwa.

W jakich ciężkich warunkach na przykład budował swoje aparaty Czesław Tański, najstarszy pionier naszego lotnictwa, poświęcający uparcie wszystkie oszczędności na realizację swoich pomysłów. Samolot „Kogucik” inż. Władysława Zalewskiego powstał w stodole w Milanówku, pierwsze „erwudziaki” budowano w piwnicy Politechniki Warszawskiej, a prototyp „Wrony” ujrzał światło w fabryce koronek przy ul. Inżynierskiej w Warszawie.

Pionierzy polskiego lotnictwa nie posiadali prawie żadnej pomocy z zewnątrz, a Państwo nie wykazywało należytego zainteresowania i poparcia dla śmiałej polskiej myśli konstrukcyjnej w lotnictwie. Nie mniej, nowe konstrukcje wciąż powstawały dzięki wytrwałości i samozaparcu studentów, techników oraz wielu skromnych i często prostych ludzi. Tym cenniejsze były dla narodu produkty ich myśli i dociekań.

Raz na zawsze zaprzepaszczone pierwsze polskie szybowce Karpińskiego, Grzmiłaza, Bohatyrewa i samoloty Dąbrowskiego, Działowskiego i Rudlickiego. Nikomu nie przyszło do głowy, by zachować dla potomności pierwsze naprawdę dobrze latający szybowiec polski „C.W.-II” zwany powszechnie „Maciornikiem”. Szybowiec, na którym uczyli się żaglować i „siadać” pod górę wszyscy pierwsi instruktorzy szybowcowi w Bezmiechowej. A gdzie podziął się pierwszy egzemplarz „Komara” zwany „kapką” pomalowany w szafirowe wzory i charakterystyczny ograniczonym działaniem steru kierunkowego. Był on przedziadkiem tych „Komarów”, które dziś śmiało startują w nocy z lotniska goławskiego. Przepadł również bezpowrotnie jeden z pionierskich polskich silników gwiazdowych typu WZ-7 konstrukcji inż. Zalewskiego, wykonany własnymi rękami konstruktora, oraz bardzo ciekawy silnik birotacyjny inż. Brzeskiego, a dalej stworzony przez inż. Nowkowskiego silnik GR-760, który zwyciężył w Challenge’u oraz dalszy jego doskonały silnik „Foka”. Jeden z pierwszych egzemplarzy samolotu sportowego JD-2, skasowany i wycofany z użytku, gnił całe miesiące pod otwartym niebem na dawnym lotnisku mokotowskim, aż znalazłono dla niego „właściwe” przeznaczenie. Samolot ten został umyślnie rozbity dla zademonstrowania „kraksy” do filmu lotniczego, który dla większej popularności — choć był filmem lotniczym — otrzymał tytuł: „Dziewczyna szuka miłości”. Nie zabezpieczono i nie przechowano także, budowanego u nas seryjnie szkolnego „BM-3”, czy też osławionego RWD-5 Stanisława Skarżyńskiego. Nie zachowano zwycięskiej RWD-6 Zwirki, nie mówiąc już o Breguete XIX Bolesława Orlińskiego, samolotu, który dzięki radom i pomocy lotników radzieckich dotarł do kraju z „amputowanym” skrzydłem po wielkim i ciężkim raidzie do Tokio. Posiadany dziś przez nas jedyny samolot typu PZL-11, konstrukcji inż. Pułaskiego pochodzi, ze wstydem przyznać trzeba, z muzeum niemieckiego. Nie byliśmy zdolni zachować tej maszyny o pięknych drapieżnych kształtach i dużych wartościach technicznych, która zajęła pierwsze miejsce w konkursie maszyn myśliwskich w Cleveland. Pierwszy polski myśliwiec WZ-X, rekordowa RWD-7, czy sanitarny „Lublin R-XVI” zdobywca pierwszego miejsca w r. 1933 na Międzynarodowym Kongresie Lotnictwa Sanitarnego w Madrycie, nie będą mogły już nigdy zająć miejsca w przyszłym muzeum lotnictwa polskiego. Jest to bezpowrotna i nieodżałowana strata naszego lotnictwa.

Błędne byłoby żądanie, by wszystkie prototypy polskich samolotów i szybowców znalazły miejsce w całej okazałości w muzeum lotnictwa. Nie mniej dla najlepszych i najciekawszych konstrukcji polskich nie powinno zabraknąć miejsca w zbiorach muzealnych lotnictwa.

A przecież mieliśmy jeszcze polskie spadochrony i polskie balony, budowane w Legionowie i lepsze od wielu zagranicznych. Nie darmo prof. Piccard zamówił balon stratosferyczny właśnie w Polsce.

Fakt pozostaje faktem. Nie mieliśmy w Polsce przedwojennej prawdziwego muzeum lotnictwa, kierowanego przez fachowców i znajdującego potrzebne poparcie ze strony zainteresowanych władz. Nowe i stare, choć wartościowe regionalne muzeum lotnicze zorganizowane w Inowrocławiu przez zamordowanego później przez hitlerowców wiceprezidenta niesta Jungsta, nie rozwiązywało także sprawy.

A jak przedstawia się sytuacja na tym odcinku w dobie obecnej?

Już w pierwszych latach powojennych, gdy lotnictwo znalazło pełne zrozumienie ze strony władz Polski Ludowej, cała rzesza pracowników lotnictwa cywilnego, zabezpieczając lotniska, szybowiska i sprzęt lotniczy nie pozostawiła też bez opieki znalezionych lotniczych eksponatów muzealnych. Okręgowa składnica lotnicza wypełniła się niezwykle cennymi eksponatami lotniczymi, a wyszukany przez ś. p. inż. Weigla zbiór silników lotniczych znalazł natychmiast odpowiednie schronienie.

Niestety przyznać trzeba, że muzeum lotnictwa w pełnym tego słowa znaczeniu nie posiadamy po dzień dzisiejszy.

W pierwszych latach naszej nowej rzeczywistości zaczęto organizować Muzeum Komunikacji, do którego w kilka lat później dołączono eksponaty lotnicze. Eksponaty te zostały przewiezione do Pilawy koło Dębina, gdzie magazynowano je w nieczynnej parowozowni. Ostatnio dowiadujemy się, że parowozownia w Pilawie ma być zabrana dla potrzeb mieszkalnych PKP, a bezcenne eksponaty lotnicze, wspaniałe historyczne samoloty i prototypy silników mają być znowu przewiezione do pawilonu czterech kopuł na terenie powysławowym we Wrocławiu, częściowo zaś do remizy tramwajowej w Górnym Skoku. Znowu pakowanie, znowu transport i uszkodzenia bezcennego sprzętu.

Czy nie można tego uniknąć? Jeśli już tak, to dlaczego przewożono sprzęt lotniczy do Pilawy? Przecież należałoby by jeszcze drugie lata chronić zabezpieczony sprzęt muzealny bez narazania go na zniszczenie.

Według jednego z istniejących projektów miało powstać w Warszawie wielkie Muzeum Komunikacji z działem lotniczym na terenie obecnego wysypiska gruzu na pomoce od praskiej części nasypu mostu Ponickowskiego. Opracowaniem projektu muzeum zajmowała się pracownia nr 102 Miastoprojekt „Stolica”, gdzie inż. Wajchert-Paciorkowska i inż. Damięcki stworzyli szereg gmachów o łącznej kubaturze 400 000 m³, lecz realizacja budowy muzeum została na razie wstrzymana.

Dyrektorem Muzeum Komunikacji jest ob. Władysław Wołyński, który mimo wielu zalet w swojej specjalności, nie zdołał dotychczas zapewnić działowi lotniczemu racjonalnego kustosza, choć posiada na to i dostateczne środki materialne i wszelkie inne możliwości. Jedynie bezinteresowna i cenna pomoc ś. p. inż. Romołfa Weigla zapewniła czasowo fachową opiekę nad eksponatami lotniczymi. Lśoc znaczne fundusze przeznaczone na muzeum lotnictwa w byłym Departamencie Lotnictwa Cywilnego Min. Kom. nie zostały wykorzystane.

Diążąc do dyrekcyj Muzeum Komunikacji, posiadająca niewielką stosunkowo liczbę eksponatów kolejowych i innych komunikacyjnych, ma majoryzować nad uczucie dużo większym działem lotniczym? Przecież lotnicy Polski Ludowej mają dostatecznie duży zasób wiadomości i energii, aby poprowadzić we właściwy sposób muzeum lotnictwa i zapewnić mu rozwój i potrzebne warunki egzystencji. Wydaje się, że jest to wspaniałe pole do popisu dla przodującego zawsze swoją dynamiką Związku Głównego Ligi Lotniczej.

Chwilowy brak w Stolicy odpowiedniego pomieszczenia dla ulokowania kompletnych samolotów i szybowców w naszym nie upoważnia aktyw lotniczy do pozostawienia sprawy muzeum w stanie zawieszenia. Każdy dzień stracony na tym odcinku nie da się już nigdy odrobić. Eksponaty mało portatywne o dużych rozmiarach i znacznym ciężarze należałoby przenosić, jeśli już nie w Pilawie, to gdzieś w pobliżu Stolicy. Może w jednej z nieczynnych szkół szybowcowych?

Należałoby przeznaczyć dla Muzeum Lotnictwa i zabezpieczyć takie konstrukcje, powstałe w Polsce socjalistycznej, jak szybowce „ABC”, „Mucha”, „Aetiope” i „Kaczka 1-5”, motoszybowiec „Pegaz”, samoloty „Szpak-5”, „Junak”, „Zurk”, CSS-10, CSS-11 oraz silnik „Gad”, konstrukcji inż. Gałęckiego. Prototyp najnowszej i pierwszej zeszłej polskiej wyciągarki winien także znaleźć się na koncie muzeum.

Doskonałe zadanie miałby modelarze, kompletując modele redukcyjne samolotów historycznych polskich i radzieckich, których rysunki z wielkim mozołem opracowuje kol. Gryglicki, najlepsze rekordowe polskie modele latające oraz pierwotne wszystkie silniczki modelarskich. Wszelkie fotografie i dokumenty lotnicze zarówno o charakterze historycznym jak i technicznym ze wszystkich gałęzi lotnictwa byłyby koniecznym uzupełnieniem całości. Modele wież spadochronowych i piastyczne modele szybowisk z ich uzbrojeniem naziemnym wzoogaciłyby dział sportu lotniczego. Zbiór wszelkiego rodzaju oznak lotniczych krajowych i zagranicznych z ich szczegółowymi opisami i kartoteką byłby wprawdzie moźolnym lecz ciekawym działem. Filatelistka lotnicza winna także znaleźć swoje właściwe miejsce w zbiorach muzealnych.

Ponadto wymaga się konieczne zorganizowanie i prowadzenie przy Muzeum Lotnictwa centralnej biblioteki lotniczej oraz archiwum, przeznaczonych wyłącznie dla celów naukowych i specjalnych. Biblioteka gromadziłaby wszelkiego rodzaju książki lotnicze naukowe, naukowo - popularne i beletrystyczne, czasopisma, wycinki z gazet, plakaty, ulotki i wszelkie druki lotnicze i byłaby równocześnie wielką kolekcją wszystkich wydawnictw, dotyczących lotnictwa, jakie ukazały się w polskim języku. Biblioteka zajmowałaby się również między innymi historią lotnictwa polskiego, prowadzeniem studiów bibliograficznych i kroniki lotniczej.

Sprawa Muzeum Lotnictwa nie może być obca dla nikogo, kto interesuje się sprawami lotnictwa. Szybownicy, piloci silnikowi i spadochroniarze, pracownicy techniczni i naukowcy, a przede wszystkim kierownicy i aktywiści Ligi Lotniczej winni uważać muzeum za swoją własność i winni dbać o to muzeum jak o swoją własność. Trzeba wszcząć intensywną akcję w kierunku zabezpieczenia samolotów, szybowców i silników, zbierania wszelkich eksponatów, druków i książek, plakatów i ulot-

tek. Trzeba natychmiast zaangażować energicznego kustosa Muzeum Lotnictwa i wymagać od niego żywej i owocnej działalności, takiej, która zapewniła rozwój i rozrost tej nader ważnej placówki lotniczej. Obyśmy bez wstydu mogli przekazać potomności ślady tego, co potem i krwią zdobywali pionierzy polskiego lotnictwa.

(—) Romuald Flach.

Skrzynka Techniczna „Techniki Lotniczej” dla podobnych, uzupełniających wypowiedzi zawsze zarezerwuje miejsce na swych łamach, ponieważ uważamy, iż w ten sposób możemy w obecnej fazie prac najlepiej przyczynić się do posunięcia naprzód tak dla nas istotnej sprawy tworzenia Muzeum Lotnictwa.

Mgr inż. Stanisław Madeyski.

Nowości techniczne

ZASTOSOWANIE KOLOROWEJ MIKROFOTOGRAFII NADFIOŁKOWEJ DO BADANIA STRUKTURY ROZTWORÓW STAŁYCH W STOPACH METALI

Strukturę metali i ich stopów bada się zwykle w ten sposób, że odpowiednio przygotowany szlif (zgiąd) danego tworzywa obserwuje się pod mikroskopem bezpośrednio lub też wykonuje się mikrofotografie jednobarwne. Jakkolwiek mikrofotografia taka jest wystarczająca dla metalografa do określenia struktury badanego tworzywa, to jednak przy badaniu roztworów stałych i ich składu, zwłaszcza stopów metali kolorowych, nie daje ona wystarczająco jasnego obrazu. Dotychczas składniki wydzielające się z fazy ciekłej różniczkowane są zwykle przez pomiar mikrotwardości, nie daje to jednak zadowalających wyników, np. w przypadku, gdy różnica twardości poszczególnych składników strukturalnych jest bardzo mała.

Ostatnio opracowano w Związku Radzieckim nowy sposób badania stopów za pomocą mikroskopii kolorowej przy użyciu promieni nadfiołkowych. Umożliwia on otrzymywanie obrazów kolorowych na ekranie (jarzeniowym), dającym się obserwować bezpośrednio, lub też utrzymywać w postaci kolorowych mikrofotografii. Różne zabarwienie poszczególnych składników stopowych uzyskuje się w tym przypadku dzięki niejednakowemu rozkładowi energii promieni nadfiołkowej części widma świetlnego, odbitych od poszczególnych składników badanego szlifu. Z opracowanych dla metali współczynników odbicia promieni świetlnych przy różnych długościach fal, do oświetlenia badanej powierzchni dobiera się promienie o możliwie znacznie różniących się współczynnikach odbicia przez poszczególne składniki stopowe, w celu otrzymania dużych kontrastów w zabarwieniu kryształów różniących się składem chemicznym.

Gdy na otrzymany w polu widzenia mikroskopu obraz mikrobudowy, przy oświetleniu badanej powierzchni stopu światłem czerwonym (o długości fali 680 mμ), nałożony zostanie zielony obraz tego samego miejsca szlifu, wywołany na ekranie fluoryzującym (przy jednoczesnym oświetleniu próbki promieniami nadfioletowymi o długości 313 mμ), widzialny jest wtedy kontrastowy obraz kolorowy, o ile w stopie badanym znajdują się składniki o różniących się znacznie współczynnikach odbicia dla poszczególnych promieni. Obserwacja wzrokowa jest główną metodą badania.

Mikrofotografie kolorowe uzyskuje się również przez wykonanie dwu lub trzech oddzielnych zdjęć „szarych” badanego szlifu przy użyciu światła o różnej długości fal, a następnie bada się je w chromoskopie, dającym obraz kolorowy. Dla uzyskania maksymalnych kontrastów kolorowych wytwarzanych obrazów najlepiej jest zastosować przy wykonywaniu fotografii „szarych” promienie świetlne o możliwie dużej różnicy długości fal np. 280 i 680 mμ. W opisanych niżej doświadczeniach ograniczono się do światła nadfiołkowego o długości fali 360—300 mμ ze względu na to, że użyto do badań jako źródła światła lampy rtęciowej, która daje światło krótkofalowej części widma spektralnego o stosunkowo małej intensywności, niewystarczającej do obserwacji wytwarzanych obrazów.

Fotografie obserwowane na chromoskopie a wykonane przy użyciu światła czerwonego posiadały kolor czerwony, natomiast fotografie wykonane przy użyciu światła nadfiołkowego posiadały kolor zielony. Przy właściwym regulowaniu natężenia światła czerwonego i zielonego można uzyskać obrazy kolorowe badanych szlifów o delikatnym odcieniu żółtym, którego małe odchylenia w kierunku koloru czerwonego lub zielonego są dobrze rozróżnialne wzrokiem. Wyzyskując selektywność odbitego światła o różnych długościach fal można wytwarzać obrazy kolorowe również szlifów metali i stopów bezbarwnych lub tylko nieznacznie zabarwionych przy obserwacji w świetle dziennym. W celu jednak rozszerzenia zakresu tworzyw nadających się do badań za pomocą kolorowej mikroskopii nadfiołkowej należy w wielu przypadkach używać szlifów uprzednio wytrawionych odpowiednimi odczynnikami chemicznymi, wyzyskując przy tym charakterystyczne pochłanianie pewnych promieni przez błonki utworzone na składnikach strukturalnych po wytrawianiu.

Mikroskopia nadfiołkowa umożliwia określenie zmian składu chemicznego roztworu stałego w dowolnym miejscu szlifu, podczas gdy dotychczasowy sposób, oparty na pomiarze mikrotwardości, pozwala na określenie zmian koncentracji roztworu tylko w poszczególnych punktach szlifu. Ponadto mikroskopia taka nie jest uzależniona od różnicy mikrotwardości w poszczególnych fazach, co umożliwiło zastosowanie tej metody do badań mechanizmu krystalizacji nawet w przypadku bardzo małej różnicy twardości sąsiednich faz.

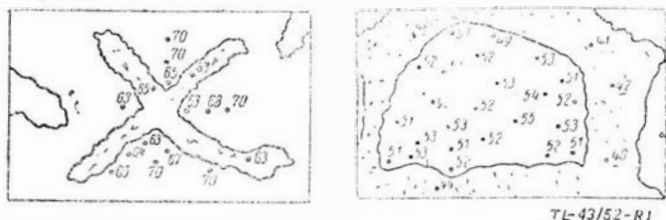
Uczeni radzieccy zbadali za pomocą mikroskopii nadfiołkowej strukturę stopów układu Cu-Si, Al-Zn i Sb-Bi. Przy badaniu stopów Cu-Si użyto światła nadfiołkowego o długości fali 313 mμ, a badaną powierzchnię wytrawiono wodnym roztworem $\text{NH}_3 + \text{H}_2\text{O}_2$. Ze względu na to, że miedź i krzem wykazują dostatecznie charakterystyczne krzywe odbicia, wytrawianie takie zastosowano w celu usunięcia powierzchniowej warstwy powstałej podczas polerowania szlifu.

Miedź zawarta w badanym stopie źle odbija światło krótkofalowe, natomiast bardzo dobrze odbija światło czerwone i dlatego na obrazie jest zabarwiona na czerwono. Krzem natomiast źle odbija światło czerwone a bardzo dobrze światło nadfiołkowe i dlatego na obrazie jest zabarwiony na zielono. Po zbadaniu szeregu stopów krzemu i miedzi o zawartości krzemu od 0,9 do 6% stwierdzono, że przy zwiększeniu w roztworze zawartości krzemu występuje stopniowa zmiana czerwonego zabarwienia miedzi w żółtawy. Przy badaniu zaś roztworu stałego z kilku składników „kolor nadfiołkowy” obrazu roztworu powstaje przez złożenie kolorów poszczególnych jego składników stopowych.

Badania stopów Cu-Si za pomocą promieni nadfiołkowych wykazały, że różne zabarwienie poszczególnych części obrazów szlifu zależne jest od zawartości krzemu, np. zabarwienie czerwone świadczy o przeważającej zawartości miedzi, a żółto-zielone — o dużej zawartości krzemu. Taki rozkład składników stopowych potwierdza również pomiar mikrotwardości, mianowicie pole

obrazu zabarwione na czerwono wykazuje mniejszą twardość, niż pole zabarwiające się na zielono.

Rys. 1 przedstawia schemat rozkładu mikrotwardości takich stopów, przy czym podane liczby oznaczają przekątne zagłębień wykonanych przez diament przy badaniu twardości; są one więc odwrotnie proporcjonalne do mikrotwardości.



Rys. 1.

Obrazy otrzymywane przy pomocy promieni nadfioletowych potwierdzają wyniki mikrotwardości stopów szybko oziębianych z temperatur bliskich solidusa.

Podłoże stopu najpierw skrzepnięte (bogate w miedź) posiada twardość mniejszą niż na ostatku krzepnąca przechłodzona faza ciekła, która zaznacza się żółtą barwą stopniowo przechodzącą w czerwoną.

Świadczy to o dużej zawartości krzemu w przechłodzonej fazie ciekłej, krzepnącej na granicy dendrytów, bogatych w miedź, wydzielonych na początku oziębiania.

Możność zbadania struktury stopów Al-Zn za pomocą mikroskopii nadfioletowej jest ciekawa z tego względu, że skład roztworów tych stopów jest bardzo trudno określić przez pomiar mikrotwardości.

Aluminium i cynk wykazują na ogół bardzo zbliżone współczynniki odbicia światła w zakresie widma nadfioletowego. Z tego względu do wytwarzania obrazów kolorowych wykorzystuje się właściwości pochłaniania promieni przez błonki związków tych metali. Badany szlif wytrawia się 16% w roztworze NaOH; obraz kolorowy wytwarza się w sposób opisany wyżej. Stwierdzono przy tym, że składniki o dużej zawartości cynku posiadają na obrazie zabarwienie zielone, a pola o dużej zawartości aluminium — kolor czerwony. Przechłodzenie fazy ciekłej takich stopów daje strukturę drobnodendrytyczną, utworzoną z pól czerwonych i zielonych.

Należy jeszcze wspomnieć w paru słowach o badaniu przy pomocy mikroskopii nadfioletowej przechłodzonych stopów Sb-Bi. Użyto szlifów wytrawionych stężonym kwasem azotowym. Na mikrofotografii pola o przeważającej zawartości antymonu są zabarwione na czerwono, a wzbogacone w bizmut — na zielono. Wyniki otrzymano podobne jak przy badaniu stopów Cu-Si i Al-Zn.

Autorzy w swojej pracy zamieścili dziesięć kolorowych mikrofotografii, ilustrujących rozkład poszczególnych składników w omawianych etapach. Ze względów technicznych fotografie te nie są reprodukowane w tym artykule.

Reasumując powyższe widzimy, że nowy sposób badania struktury tworzyw metalowych przy zastosowaniu promieni nadfioletowych wykazuje szereg cennych zalet. Kolorowa mikrografia:

1. umożliwia szybkie określenie składników strukturalnych stopów;
2. stwierdziła, że roztwór stały, utworzony z kilku składników stopowych o różnych współczynnikach odbicia promieni daje obraz barwny wskutek nakładania się obrazów utworzonych przez promienie nadfioletowe i promienie widzialne; dzięki takiemu stwierdzeniu stało się możliwe ilościowe określenie różnych składników strukturalnych sposobem optycznej kolorymetrii;
3. umożliwia badanie wrażliwości krystalizacji roztworu stałego przy ochładzaniu szybkim bez ustalenia się równowagi przy pomocy analizy metalograficznej i przez pomiar mikrotwardości;
4. jest on w porównaniu do badania mikrotwardości uniwersalniejszy i może być zastosowany do badania różnych stopów.

(Na podstawie artykułu L. P. Zajcewa i T. G. Porochowa z czasopisma: „Журнал Технической Физики” tom XXII, wyd. 2/52, str. 294 oprac. mgr inż. A. Towpik).

PRASOWANIE ŁOPATEK SILNIKÓW TURBINOWYCH

Wytwarzanie łopatek sprężarek osiowych i turbin spalinowych jest jednym z ważniejszych zagadnień produkcji lotniczych silników turbinowych.

Kształt łopatki jest dość złożony, nie opiera się on na prostych bryłach geometrycznych, które się dają łatwo obrabiać mechanicznie. Wymagania dotyczące dokładności utrzymania kształtu są dość wysokie, decyduje to bowiem o jakości procesów termo- i aerodynamicznych, odbywających się w silniku.

Inny aspekt zagadnienia to wielkie ilości łopatek potrzebnych do jednego silnika — ilość ich w przypadku silnika ze sprężarką osiową i parustopniową turbiną może przekraczać 2 000 sztuk na silnik.

To też dotychczas znane i stosowane metody wytwarzania zapożyczone z turbin parowych nie zadowalają przemysłu lotniczego, który poszukuje ciągle doskonalszych metod fabrykacji. Poniżej omówimy nowy sposób prasowania łopatek z pręta.

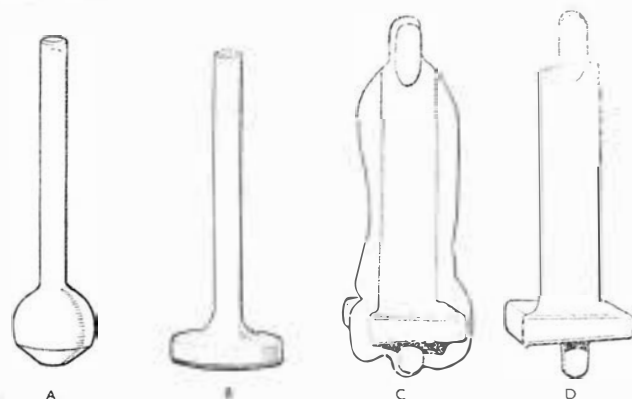
Pręt jest najpierw ogrzany elektrycznie z jednego końca i spieczony, po czym przechodzi na prasę śrubową, gdzie zostaje nadany kształt ostateczny.

Maszyna do spęczniania składa się z części elektrycznej i hydraulicznej. Dla uzyskania prądu o wysokim amperażu, koniecznego dla grzania oporowego służy transformator, posiadający regulację dla dopasowania napięcia do różnych robót. Elektrode dodatnią stanowi zacisk mocujący pręt, same styki są wykonane z wysoko przewodzącej miedzi.

Elektrodę ujemną stanowi kowadło, do którego jest dociskany pręt dla uzyskania spęczenia materiału. Jest ono wykonane ze specjalnego stopu miedzi z wolframem zwanego „Elkonite”, lub też, gdy mają być prasowane łopatki z „Nimonic”, stosuje się na kowadło materiał podobnego typu. Obie elektrody są chłodzone wodą. Dla dopasowania się dożądanego kształtu zarówno kowadło jak i urządzenie zaciskowe są zaopatrzone w odpowiednie wkładki wymienne.

Część hydrauliczna składa się z pompy olejowej, napędzanej silnikiem elektrycznym, przewodów oraz cylindrów, służących do uruchomienia kowadła i urządzenia zaciskowego. Sterowanie odbywa się za pośrednictwem dźwigni, przy czym istnieje duża swoboda w nastawianiu skoków oraz szybkości względnego ruchu obu elektrod.

Oporowe ogrzewanie zapewnia jednakową temperaturę pręta, samo zaś ogrzewanie następuje tylko w tym miejscu, które ma być spieczone. Nagrzewanie trwa bardzo krótko a lokalizacja temperatury jest tak wielka, że po ukończonej operacji pręt może być wzięty w rękę za drugi koniec.



Rys. 1. Cztery fazy prasowania łopatki z brązu aluminium dla turbiny. A — pręt ze spieczonym końcem, B — koniec pręta uformowany w postaci grzybka, C — oduwek po wyprasowaniu, D — gotowy oduwek po odcięciu gratu.

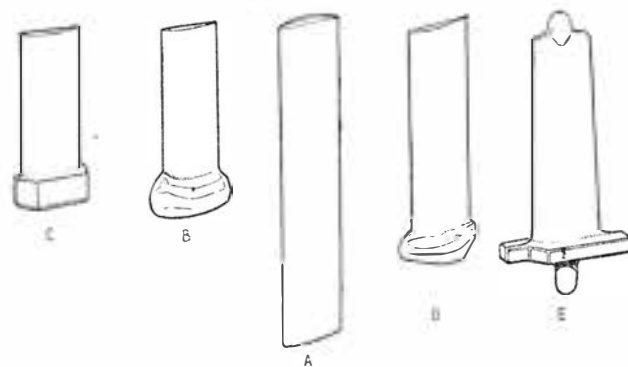
Zaletą opisanego procesu jest to, że do produkcji jest stosowany kalibrowany materiał prętowy (szlifowany na szlifierce bezkłowej), co pozwala na dokładną regulację objętości. Na maszynę zakłada się pręty po-

cięte na kawałki odpowiedniej długości; daje to maksymalną oszczędność materiału ograniczając do minimum grą, powstający przy ostatecznym sprasowaniu.

Dalszą korzyścią jest uzyskanie takiego przebiegu włókien, który zapewnia trzonowi łopatki największą wytrzymałość. Proces spęczania jest jednocześnie operacją kontrolną, ujawnia on bowiem niewidoczne pęknięcia materiału spowodowane wadami przy walcowaniu prętów itd. W czasie spęczania pręta jakiegokolwiek skazy czy pęknięcia otwierają się i brak może być zauważony i odrzucony już we wczesnej fazie produkcji.

Materiał jest pocięty na kawałki o odpowiedniej długości i zukosowany z jednego końca — to ukosowanie jest potrzebne dla uzyskania odpowiedniego styku z kołwadem dla zapoczątkowania przepływu prądu o niskim napięciu. Po umieszczeniu pręta w zacisku maszyna rozpoczyna pracę, zostaje włączony prąd i rozpoczyna się prasowanie, trwające kilkanaście sekund. Po uzyskaniu właściwego kształtu prąd zostaje automatycznie wyłączony a zacisk się otwiera. Wstępnie uformowany pręt jest natychmiast — w celu wyzyskania nagrzania — umieszczony w prasie śrubowej w pozycji pionowej, gdzie następuje uformowanie kształtu grzybkowatego. Teraz pręt jest podgrzany w piecu mufowym do temperatury 850 — 900°C, po czym następuje ostateczne formowanie w pozycji poziomej, zostaje nadane zwichrzenie łopatki oraz obcięty grą. Te operacje wykonuje się również na prasie śrubowej, po czym matryce są zaopatrzone we wkładki ze stali specjalnej, zawierającej ok. 10% wolframu.

Szybkość procesu powoduje, że powstaje bardzo mało zndry, tak, iż powierzchnia łopatki jest czysta i wymaga jedynie obróbki wykańczającej. Dokładność łopatki



Rys. 2. Kolejne fazy obróbki łopatki turbiny z walcowanego profilu stalowego. A — materiał wyjściowy, B — profil spęczony na łopatkę krótką, C — łopatkę krótką wyprasowaną na gotowo, D — profil po spęczeniu na łopatkę długą, E — łopatkę długą wyprasowaną na gotowo.

jaką można uzyskać przy prasowaniu waha się w granicach $\pm 0,15$ mm. Dzięki czystości prasowania matryce nie muszą być zbyt często polerowane.

W podobny sposób przebiega prasowanie łopatek ze stali nierdzewnej dla turbiny, przy czym materiałem wyjściowym jest tu walcowany profil o odpowiednim przekroju. Kolejne fazy prasowania są przedstawione na rys. 2.

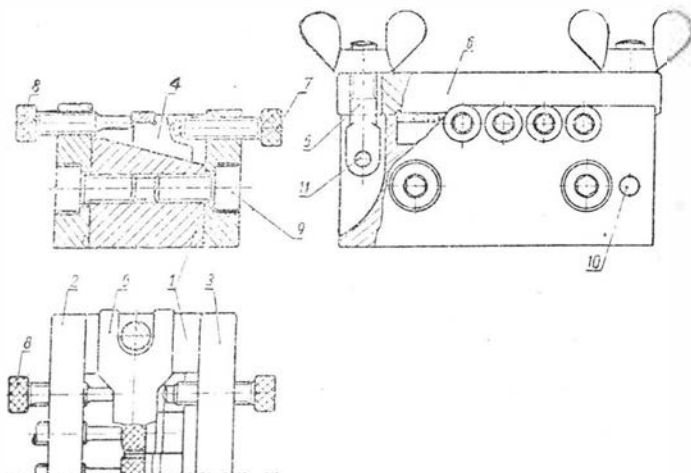
Przeglądamy usprawnienia...

Po tytule usprawnienia zaczerpniętego z Wydawnictw Urzędu Patentowego P.R.L. zamieszczamy w nawiasach: numer klasy, do której należy temat usprawnienia według klasyfikacji patentowej; numer serii, to jest dziedziny techniki, do której zaliczone jest usprawnienie oraz numer kolejny drukowanego opisu usprawnienia. Umieszczone dalej nazwisko oznacza twórcę pomysłu.

Przyrząd do jednoczesnego szlifowania kilku płytek z węglików spiekanych

(Kl. 67a: Seria 1; Nr 0-394) Władysław Rybczyński, Adam Kucharski.

Płytki z węglików spiekanych trzymają się dobrze, gdy płaszczyzna ich styku z trzonkiem jest dokładnie przeszlifowana. Ponieważ płytki nie są przyciągane przez magnes, nie można użyć uchwytu magnetycznego. Dotychczas więc przy szlifowaniu mocowano płytki w imadle i to pojedynczo, gdyż przy mocowaniu jednocześnie kilku sztuk, płytki mające większą szerokość, często pękały. Ponadto musiano zeszlifowywać



wszystkie płytki do grubości najcieńszej płytki. Według usprawnienia zastosowano przyrząd służący do mocowania kilku płytek w taki sposób, aby ich powierzchnie szlifowane leżały zawsze na jednym poziomie, nawet wtedy, gdy płytki mają różną grubość. Przyrząd ten, uwidoczniony na rysunku składa się z podstawy 1, płytek bocznych 2 i 3, przesuwanych dopasowanych suwliwie kamieni 4, dwóch śrub 5, zaopatrzonych w nakrętki motylkowe, nastawiaka 6, śrub nastawczych 7, śrub dociskowych 8 oraz śrub łączących 9. Śruby 5 są założone przegubowo na kołkach 10 i 11.

Płytki przeznaczone do szlifowania ułożone są w wycięciach kamieni przesuwanych 4. Na wierzch płytek nakłada się nastawiak 6 i dokręca się go śrubami motylkowymi 5. Przez dokręcenie śrub 7 przesuwają się kamienie 4 po ukośnej powierzchni podstawy 1 tak, aby znajdujące się na nich płytki oparły się o nastawiak 6. Z kolei płytki zamocowuje się przez dokręcenie śruby 8. Po odjęciu nastawiaka można przystąpić do szlifowania.

Emulsja chłodząca do obrabiarek.

(Kl. 84d; Seria 1; Nr 0-453) Eugeniusz Kurek.

W czasie skrawania metali jako ciecz chłodząca używany był dotychczas olej rzepakowy posiadający szereg wad: niedostateczną zdolność odprowadzania ciepła, łatwe uleganie rozkładowi z wydzielaniem produktów szkodliwych dla zdrowia, niedostateczne zabezpieczenie narzędzi przed zużyciem oraz stosunkowo wysoką ceną.

Według usprawnienia zastosowano do chłodzenia emulsję o następującym składzie objętościowym: oleju parafinowego — 78%, oleiny technicznej — 13%, alko-

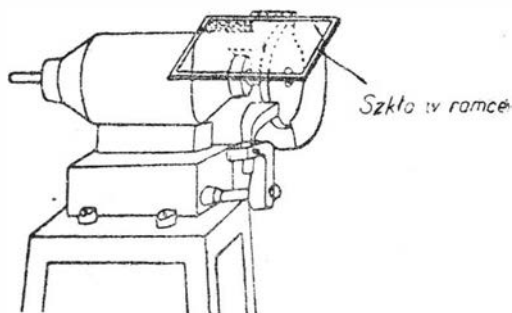
hoju metylowego lub skażonego etylowego — 6%, ługu potasowego lub sodowego — 3%.

W celu przygotowania ługu rozpuszcza się 300 G wodorotlenku potasowego lub sodowego w 30 cm³ wody i po rozpuszczeniu uzupełnia wodę do objętości 575 cm³. Składniki powinny być dobrze wymieszane, aby powstała nie rozwarstwiająca się emulsja. Przed użyciem miesza się emulsję z wodą w stosunku 2 litry emulsji na 50 litrów zwykłej wody (zmiękczonej przez dodanie sody kalcyonowanej). Emulsja jest trwała, jeżeli temperatura wody wynosi 20° do 25°C i jeśli oleina jest klarowna (nie ma zawiesiny kwasu stearynowego).

Emulsja jest około 28 razy tańsza niż olej rzepakowy, lepiej niż on odprowadza ciepło, nie wydziela produktów szkodliwych dla zdrowia. Dzięki niej powierzchnie są bardziej gładkie i nie ulegają późniejszemu rdzewieniu. Emulsja zapewnia mniejsze zużycie narzędzi tnących.

Szyba ochronna zabezpieczająca szlifierza przy pracy.

(Kl. 67a; Seria 1; Nr 0-529) Jan Hellebrand (Węgry). Przy robotach szlifierskich pracownicy zapominają często o stosowaniu okularów ochronnych. W myśl usprawnienia, usunięto potrzebę używania okularów ochronnych umieszczając nad osłoną tarczy szlifierskiej tafelę szklaną, ujętą w ramkę z grubej blachy. Szybę taką dzięki osadzeniu jej na zawiasach można łatwo ustawić w położeniu najodpowiedniejszym dla ochrony pracownika.

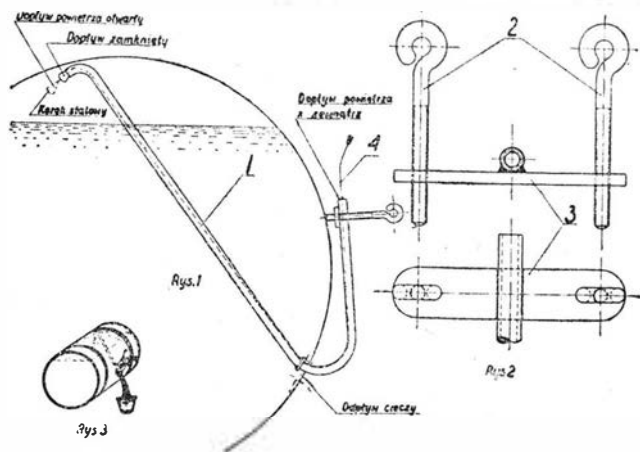


Szkl. w ramce

Szklana tafła ochronna oddziela oczy robotnika od tarczy szlifierskiej, dzięki czemu przy pracy nie grozi mu niebezpieczeństwo uszkodzenia oczu. Jest to ważne z punktu widzenia zapobiegania nieszczęśliwym wypadkom.

Przyrząd przyspieszający wylewanie gęstych cieczy z beczek

(Kl. 64c; Seria 14; Nr 0-614) Michał Sobkowiak. Wylewanie olejów i smarów z beczek zabiera dużo czasu i jest utrudnione zwłaszcza w okresie zimowym, gdy oleje gęstnieją.



Według usprawnienia wykonano prosty przyrząd ułatwiający wylewanie gęstych cieczy z beczek. Przyrząd taki przedstawiony na rys. 1, wykonany jest z rurki 1 o średnicy 1/2 cala wygiętej w kształt fajki. Przez rurkę tę przeciągnięty jest mocny drut 4, na którego

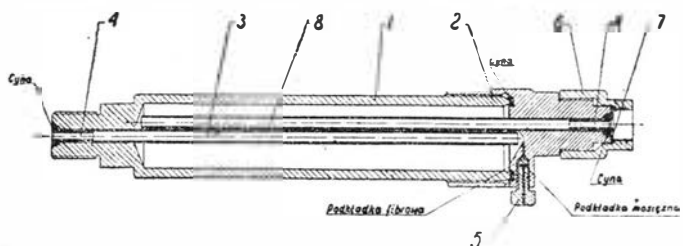
końcu umocowany jest korek stalowy lub drewniany zapobiegający przedostaniu się do rurki cieczy przy wkładaniu jej do napełnionej beczki. Przed opróżnieniem beczki rurkę zatkać korkiem, wkłada się przez otwór odpływowy do beczki i stawia tak, aby koniec zatkać korkiem znalazł się nad powierzchnią cieczy, a następnie rurkę przymocowuje się za pomocą specjalnego uchwyty 3 (Rys. 2) i dwóch śrub 2 do beczki, po czym przy pomocy drutu 4 umieszczonego wewnątrz rurki wypycha się korek, a wtedy przez rurkę zaczyna dopływać ponad ciecz powietrze ułatwiające jej wypływ z beczki (Rys. 3). Dzięki zastosowaniu takiego przyrządu skraca się znacznie czas potrzebny na opróżnienie beczki.

Pomocniczy przyrząd do przekazywania ciśnienia przy badaniu manometrów.

(Kl. 42 k; Seria 4; Nr 0-620) Jerzy Pawłowski.

W przyrządach probierczych do sprawdzenia, regulacji i cechowania manometrów stosuje się zwykle olej, jako ciecz do przekazywania ciśnienia. W niektórych przypadkach jest jednak niewskazane lub nawet niedopuszczalne wprowadzenie oleju do membran manometrów. Należy wtedy stosować inną pośredniczącą ciecz, np. wodę do przekazywania ciśnienia tłoczono oleju. Ze względu na to, że ciężar właściwy oleju jest mniejszy niż ciężar właściwy wody może się jednak zdarzyć w przyrządach tego rodzaju przedostanie się oleju ponad wodę i dalej do badanego manometru.

Według usprawnienia wykonano przyrząd do przekazywania ciśnienia oleju wodzie, w którym przedostawanie się oleju poprzez wodę do manometru zostało uniemożliwione. Przyrząd składa się, jak widać na rysunku, z tulei 1 i nakręcanej na jej górną część głowicy 2. W dnie tulei zamocowana jest szczelnie rurka 3, przechodząca środkiem tulei i sięgająca jej górnego końca. W głowicy 2 zamocowana jest mimośrodowo rurka 8, a z boku odpowietrznik 5. Górna część głowicy jest zaopatrzona w nakrętkę 6 służącą do łączenia przyrządu z manometrem. Przyrząd wkręca się dolnym końcem w gniazdko kadłuba przyrządu probierczego, a następnie po odkręceniu głowicy 2, wlewa się do tulei 1 taką ilość wody,



aby po włożeniu rurki 8 i zakręceniu głowicy 2 woda nie przedostała się do rurki 3. Głowicę 2 zakręca się mocno, a odkręca się odpowietrznik 5 i wtedy przyrząd jest gotowy do przeprowadzenia badań. Tłoczony olej podnosi się w rurce 3 i wypełnia przestrzeń ponad wodą w tulei 1, wypierając z niej powietrze. Gdy przez odpowietrznik 5 zaczyna przeciekać olej, należy go zamknąć. Ciśnienie oleju przenosi się na wodę w tulei 1, a stąd z kolei jest przekazywane za pośrednictwem słupa wody w rurce 8 na membranę manometru.

Sposób oczyszczania metalowych części aparatów optycznych przez gotowanie w wodzie

(Kl. 42h; Seria 1; Nr 0-214) Leon Ratajczak.

Dotychczas przed wykonaniem montażu sprzętu optycznego stosowano odłuszczenie i mycie części metalowych benzyną samochodową. Na powierzchni w ten sposób oczyszczonych części metalowych pozostawała pewna ilość tłuszczu, która była przyczyną zanieczyszczenia aparatury optycznej podczas montażu. Poza tym używanie większej ilości benzyny do oczyszczania groziło niebezpieczeństwem łatwego wybuchu pożaru.

Stosując sposób oczyszczania przez gotowanie części metalowych w wodzie z dodatkiem sody oraz mydła, wyżej wymienione złe skutki poprzedniego systemu zostały usunięte i osiągnięto jednocześnie zmniejszenie kosztów czyszczenia.

S. M.

Na półkach księgarskich

Dział „Na półkach księgarskich” w naszym piśmie ma za sobą rok pracy. W związku z tym „jubileuszem” pragniemy uszczknąć nieco z przeznaczanego nam miejsca, aby poruszyć kilka spraw ogólniejszej natury.

W trzech zeszytach roku 1951 i trzech 1952 zamieszczono łącznie 105 wzmianek. Zamierzony cel — zwiększenie liczby pozycji bibliograficznych — został w ten sposób osiągnięty.

W czasie pracy skrzętnie wydławaliśmy głosy naszych Czytelników z celowością przyjętej informacji, umieszczanych na łamach działu, w postaci krótkich tylko wzmianek o książkach z dziedziny lotnictwa oraz z dziedziny pobocznych, potrzebnych w pracy zawodowej Czytelnikom zatrudnionym w przemyśle lotniczym, zwłaszcza poza Stolicą. Liczne głosy i uwagi jakie do nas doczły, potwierdziły słusność obranego przez nas sposobu informowania. Ostatnio jednak spotkaliśmy się z krytyką kilku z naszych Czytelników, nie związanych zresztą bezpośrednio z produkcją. Dział nasz niepotrzebnie zajmuje miejsce recenzjami, które — zdaniem tych Kolegów — nie są potrzebne lotnikom, jak na przykład: „Doraźna pomoc wypadkowa”, „Czynowanie na gorąco”, „Lutowanie miękkie”, „Wykład elementów maszyn” (wyd. II), itp. natomiast nie zamieszcza obszernych, krytycznych recenzji zwłaszcza o wydawnictwach lotniczych, jak na przykład: „Kalendarz lotniczy”, „Śmigłowiec”, „Silnik” zapłonowy do modeli latających” itp. Przedstawiając tę sprawę forum Czytelników, prosimy o nadświadczenie nam swych własnych uwag, które będą mogły spowodować ewentualną zmianę dotychczasowego sposobu redagowania wzmianek. Czekamy na Wasze listy.

Drugą sprawą, która częściowo wiąże się z powyższą przedstawioną, jest zagadnienie egzemplarzy recenzyjnych. Książki radzieckie „złotyśmy” w normalny sposób, zakupując je w księgarniach z prywatnych funduszy recenzentów, ponieważ Redakcja „Techniki Lotniczej” nie dysponuje odpowiednimi kredytami. Często bywamy wypierzeni przez „półkonkurentów” przy „półkach księgarskich” i... wtedy są pewne trudności w uzyskaniu recenzji. Z instytucji wydawniczych krajowych tylko Państwowe Wydawnictwa Techniczne stale przysyłają nam książki do recenzji, ponadto zaś biuletyn informacyjny o nowych wydawnictwach. Jako dowód właściwego podejścia PWT do sprawy informowania o nowych książkach świadczą może fakt, że na nasze życzenie nadsyłają nam dodatkowo dalsze swe wydawnictwa, o których pragniemy zamieścić wzmianki z uwagi na interesujący temat, jak na przykład: książkę „Zarys chemii i technologii tworzyw sztucznych”, „Spuszczenie miedzi, mosiądzu i brązu” itp. Natomiast inne instytucje wydawnicze nie nadsyłają książek do opracowania, recenzje o nich zamieszczamy jednak, uważając że mamy obowiązek pomimo wszystko informacji udzielać. Na przykład z wydawnictwa PWT: „Projektowanie samolotów” prof. J. Teisseyre, „Transport Lotniczy” J. Osieńskiego, z wydawnictwa Ligi Lotniczej „Informator Lotniczy” inż. R. Weigla, z wydawnictwa MON „Rozruch silników lotniczych”. Do Zarządu Ligi Lotniczej zwracaliśmy się o nadesłanie egzemplarza recenzyjnego „Informatora” lecz... list nasz od lutego pozostał bez odpowiedzi.

Na półkach księgarskich odnajdujemy wydawnictwa „Biblioteki Ligi Lotniczej” jak „Modele szybkościowe”, „Modele latające” i inne, które przeznaczone są dla młodzieńców czytelników, miłośników lotnictwa i konstruktorów modelarskich. Przeglądając je dostrzegamy przy tym niejednokrotnie poważne niedociągnięcia natury merytorycznej oraz przyjętego technicznego słownictwa lotniczego. Z powodu wymienionego powyżej, nie zamieszczamy jednak o nich recenzji w naszym dziale.

S. M.

Teoria dźwigarów cienkościennych zbieżnych; Zginanie żarzewionej rury cienkościennej zaopatrzonej we wręgi; Wpływ zamocowania zupełnego na napężenia w dźwigarze zginanym, dr inż. Jerzy Nowiński, Prace Głównego Instytutu Lotnictwa nr 1, 1951 r., Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1951 r., stron 68, format A4.

Zeszyt nr 1 Prac GILot wznawia działalność wydawniczą Instytutu po dłuższej przerwie. W latach 1946 — 1948 ówczesny ITL wydał jedenaście zeszytów na powielacz, przeznaczonych do użytku służbowego, w których zawarte były przyczynki naukowe pracowników ITL oraz tłumaczenia i opracowania publikacji obcych. Biuletyn GIL, wychodzący od 1951 r. jako dodatek do „Techniki Lotniczej” nie mógł na skutek szczupłych ram wypełnić wszystkich potrzeb Instytutu. W ramach akcji wydawniczej Instytutów Naukowo-Badawczych — Zeszyt Pierwszy Prac GILot swoją poważną zawartością wyróżnia się korzystnie. Polski świat lotniczy oczekuje dalszych zeszytów Prac GILot.

Omawiany zeszyt wypełniony jest wymienionymi w nagłówku pracami naukowymi dr inż. J. Nowińskiego, znanego naszym Czytelnikom z szeregu drukowanych na łamach „Techniki Lotniczej” artykułów z tej samej dziedziny. Praca pierwsza, najbardziej obszerniejsza, jest pracą doktorską Autora. Przedmiotem pracy jest teoria cienkościennych dźwigarów wspornikowych o zewnętrznej powierzchni stożkowej przed wystąpieniem niestaczejności. Autor przeprowadza analizę przemieszczeń cząstek dźwigu i wprowadza układy napięć samozrównoważonych; rozpatruje czyste skreślenie i zginanie oraz zginanie połączone ze skreśleniem, rozważając ważniejsze przypadki skreślenia i zginania. Wreszcie przelicza przykład liczbowy. Dalsze prace, zamieszczone w omawianym zeszycie, stanowią przyczynki naukowe z dziedziny wymienionych w ich tytułach. Prace te mogą znaleźć szerokie zastosowanie poza lotnictwem, wśród fachowców z dziedziny zagadnień wytrzymałościowych.

S. M.

Transport lotniczy (Ekonomika, planowanie, organizacja, technika), Jerzy Osieński, Państwowe Wydawnictwo Naukowe, 1951 r., stron 272, format A4, wydane metodą powielania.

Omawiany skrypt jest przeznaczony dla studentów Wydziału Transportowego Wyższej Szkoły Ekonomicznej w Szczecinie,

specjalizujących się w transporcie lotniczym, stąd też wynika zawartość i układ treści, zawierającej jedynie omówienia niektórych zagadnień z tej dziedziny. Całość materiału dzieli się na osiem rozdziałów, poruszających następujące tematy: rozwój transportu lotniczego, organizacja, żegluga i porty, samoloty, przepisy przewozowe, ekonomika transportu lotniczego, planowanie, analiza działalności gospodarczej przedsiębiorstwa transportu lotniczego. Czytelnik, interesujący się sprawami lotniczymi, znajdzie w pracy tej szereg ciekawych wiadomości. W tekście, odnoszącym się do zagadnień technicznych, znaleźliśmy szereg usterek, zwłaszcza językowych. W ewentualnym następnym wydaniu powinny być one usunięte. Oto część z nich: stosowanie określać — szybkość zamiast predkość; drzewo zamiast drewno; licznik obrotów zamiast obrotomierz; kg, gm zamiast kG G; instrument zamiast przyrząd pokładowy; smar zamiast olej; waga zamiast ciężar; dość znaczna liczba pomylek w maszynopisie; niepowiązanie tekstu z cytowanymi rysunkami chociaż rysunki są numerowane; wyrażenie mocy silnika odrzutowego w KM a nie w kG ciągu.

S. M.

Informator lotniczy. Poradnik techniczny dla cywilnych pilotów sportowych, praca zbiorowa pod redakcją inż. R. Weigla, Wydawnictwo Ligi Lotniczej, 1951 r., stron 460.

Książka omawiana, przeznaczona w zasadzie dla silnikowych pilotów sportowych, może służyć także szybownikom i będzie pomocna dla wielu pracowników lotnictwa, zawiera bowiem wiele potrzebnych informacji i wiadomości. Na treść książki składa się następujące części: Lotnictwo polskie (omawiał Jerzy Konieczny), Lotnictwo Związku Radzieckiego (Jerzy Zarębski), Higiena lotnicza (dr Stanisław Roher), Przepisy lotnicze (mgr Czesław Golański), Płatowce, Silniki lotnicze (inż. Julian Jacuński), Przyrządy pokładowe (inż. W. S. Jungst), Meteorologia lotnicza (mgr Władysław Parczewski), Technika pilotażu (Michał Goszczyński), Nawigacja lotnicza (mjr pilot Józef Dembowski), Spadochrony oraz Tabele i Kalendarz. W częściach ściśle technicznych znaleźliśmy szereg usterek językowych, co raz zwłaszcza w porównaniu do oświadczenia zawartego we wstępie, w którym podano, iż: „...w tekście ujednolicono wyrażenia używane codziennie, wprowadzając nawiązanie i najczęściej stosowane ich brzmienie...”. W części „Płatowce” są to wyrażenia: szybkość zamiast właściwej predkość, ilość obrotów zamiast liczba obrotów, smar zamiast olej, śrubociąg zamiast wkretak, klucze widelkowe(?), wyczyn zamiast osiągi, kg zamiast kG. W części „Silniki Lotnicze”: kg, kg/cm², g zamiast kG, kG/cm², G, szybkość zamiast predkość, ilość obrotów zamiast liczba obrotów, gwint Ø 18 zamiast gwint M18, śrubokręt, odkówka, kompresja itp. W części „Przyrządy pokładowe”: deska przyrządowa, deska przyrządów na określenie tablicy pokładowej, szybkościomierz zamiast predkościomierz, zębata zamiast zębik, równocześnie rurka Venturiego, rurka venturi i dysza Venturi, dalej smar, szybkość, ilość obrotów, ciężar gatunkowy, cvtry absolutne, generator, równocześnie płyn oraz ciężar na określenie cieczy itp. Również nazwy dańnik oraz odbiornik w obrotomierzu elektrycznym nie wydają się szczęśliwe — raczej nadać i wskazać. Wskazane uwagi nie umniejszają wartości samej pracy mogącej spełnić poważną rolę przy szkoleniu nowego narybku lotniczego, pomimo, iż niektóre uproszczenia sformułowań nie uniknęły wprowadzenia merytorycznych nieścisłości.

S. M.

Rozruch silników lotniczych, G. Sieniczkin i A. Musjenko, tłum. z ros. Gerszen Plinier, Wydawnictwo Ministerstwa Obrony Narodowej, 1952 r., stron 136.

Omawiana książka jest tłumaczeniem pracy „Zapusk awiacyjnych dwigatielei” i porusza szereg istotnych zagadnień, z jakimi styka się obsługa samolotu przy rozruchu silników lotniczych, zwłaszcza ASz-82 i WK-105, we wszystkich przypadkach eksploatacji. W treści książki omówione są następujące tematy: rozruch silnika w warunkach normalnych oraz w niskich temperaturach, instalacje rozruchu powietrzem i gazem oraz urządzenia rozruchowo-zastrzykowe i zapłonowe, przebieg czynności przy rozruchu (przygotowanie silnika, rozruch właściwy i podtrzymywanie silnika), zagadnienie i sposoby rozcieńczania oleju benzyna, budowa podtrzymawczy lotniskowych. W części końcowej książki, obejmującej ćwierć objętości całej książki, omówiono rozruch silników turbo-odrzutowych na przykładach silników Jumo-004 i BMW-003, przy zastosowaniu rozruchowego silnika spalinalowego. Jako usterki redakcyjne tej na ogół starannie wydanej książki, wymienić można kilka niewyraźnych rysunków (rys. 26, 27, 45), nieuzgodnione oznaczenia (na rys. 22 i w tekście na str. 34) barwy napisu rozruchowego butli z acetylenem, w tablicy 1 w dwóch miejscach i w tekście na str. 49 zamiast określenia 1 (litry) wydrukowano błędnie 1, niewygodne dla odczytywania umieszczenie rysunków (rys. 19) i tym podobne. Szereg błędów przypisać trzeba tłumaczowi książki, na przykład: stosowanie oznaczeń kg, kGm, Kgm i kg/cm² zamiast właściwych kG, kGm i kG/cm², szybkość zamiast właściwej predkość, równocześnie stosowanie określeń płyn chłodzący, ciecz niskozamarzająca oraz płyn niskozamarzający zamiast właściwego: ciecz, nieuzgodnione nazwy: zawór rozcieńczania oleju benzyna (rys. 35) i kran rozcieńczania (tekst str. 64—65) i tym podobne. Książka wypełnia lukę w naszej literaturze technicznej, podaje wiadomości bardzo użyteczne z dziedziny eksploatacji — będzie więc z pewnością rozbuchana przez

S. M.

W sprawie wydawnictwa „Prace Głównego Instytutu Lotnictwa“

Na czele postępu nowoczesnej techniki kroczy problematyka naukowo-techniczna. Bardzo ważne jest dościsłe wczesne dostrzeżenie istotnie ważnego problemu technicznego, gdyż to umożliwia wcześniejsze przystąpienie do rozwiązywania tego problemu. Wcześniejsze rozwiązanie problemu technicznego — to szybszy postęp techniki.

Niezmierzalnie ważne ze względów użytkowych i prestiżowych jest jednak również jak najszybsze publikowanie przodujących polskich osiągnięć naukowo-technicznych.

Z inicjatywy Departamentu Techniki P.K.P.G. powstało m. i. wydawnictwo naukowo-techniczne „Prace Głównego Instytutu Lotnictwa“, w którym publikuje się niektóre prace problemowe, wykonywane przez naukowców Głównego Instytutu Lotnictwa.

Pierwsze zeszyty „Prac Główn. Inst. Lotn.“ są poświęcone ważnym dla lotnictwa problemom wytrzymałościowym. Coraz doskonalsze hipotezy, teorie i metody wytrzymałościowe umożliwiają coraz lepsze wykorzystywanie materiału przez rozmieszczanie go w jak najmniejszych ilościach tylko tam, gdzie jest on naprawdę wymagany wytrzymałościowo (ekonomicznie kształtowanie elementów). Jest to szczególnie ważne w lotnictwie, gdzie zależy — obok wytrzymałości — na lekkości konstrukcji. Takim np. typowo lotniczym aspektem prac opublikowanych w I Zeszycie „Prac GILot“ jest to, że już w tytułach dwóch (z łącznej liczby trzech) z tych prac znajdujemy przymiotnik „cienkościennych“. Tak konieczna ze względów gospodarczych oszczędność w zużyciu materiałów jest więc naturalną cechą konstrukcji lotniczych.

Zeszyt Nr 1 z r. 1951 „Prac GILot“ zawiera opracowania trzech problemów wytrzymałości teoretycznej — przez Dr inż. Jerzego Nowińskiego.

Tytuły tych prac są następujące:

1. Teoria dźwigarów cienkościennych zbieżnych.
2. Zginanie zakrzywionej rury cienkościennej zaopatrzonej we wręgi.
3. Wpływ zamocowania zupełnego na naprężenia w dźwigarze zginanym.

Zeszyt Nr 1 z r. 1951 „Prac GILot“ powinien znaleźć się nie tylko w biblioteczkach każdego inżyniera pracującego w lotnictwie, lecz w biblioteczkach każdego inżyniera stykającego się z zagadnieniami wytrzymałościowymi.

Cena zeszytu Nr. 1 „Prac GILot“ wynosi 25 zł.

Zeszyt Nr 2 „Prac GILot“ będzie m. i. poświęcony problemowi uproszczonego obliczania układów statycznie niewyznaczalnych, a w szczególności konstrukcji cienkościennych, które znalazły zastosowanie we wszystkich gałęziach techniki. Zostanie w nim mianowicie opublikowana praca Dr inż. Zbigniewa Brzosi — pt. „Metoda utwierdzenia sprężystego w konstrukcjach lotniczych“.

Zeszyty Nr 1 i 2 „Prac GILot“ zawierają opracowania problemów wytrzymałościowych, występujących nie tylko w budowie statków powietrznych, lecz także w budowie maszyn, okrętów oraz w budownictwie lądowym.

Zeszyty „Prac GILot“ są więc również interesujące dla konstruktorów i wytrzymałościowców pracujących w tych dziedzinach techniki.

Należy jednak z naciskiem zaznaczyć, że wydawanie drukiem tych prac będzie w przyszłości tylko o tyle możliwe, o ile zostanie zgłoszona dostateczna liczba abonamentów na nie, co najmniej na 300 egzemplarzy. Dlatego zwracamy się z apelem do najszerzego ogółu Kolegów Inżynierów. Biur Projektowych i Instytucji Technicznych:

Zgłaszajcie licznie abonamenty na „Prace Gł. Inst. Lotnictwa“. Drukowane zeszyty „Prace Gł. Inst. Lotn.“ to trwałe dokumenty polskiej myśli naukowo-technicznej.

Podtrzymujcie drukowane lotnicze wydawnictwo naukowo-techniczne!

Zakłady pracy, instytucje i osoby prywatne, które pragną otrzymywać „Prace GILot“, powinny przesłać zamówienie na dostawę tego wydawnictwa — do księgarni technicznej „Domu Książki“, Warszawa, ul. Bracka 20. W zamówieniu należy podać:

- a) dokładny adres zamawiającego,
- b) pełną nazwę „Główny Instytut Lotnictwa“, dla zażnaczenia, że chodzi o „Prace GILot“.
- c) ilość zamawianych egzemplarzy „Prac GILot“.

Przesłane zamówienie zobowiązuje do odbioru i opłacenia wychodzących „Prac“ w r. 1952. Przesyłki następują w miarę ukazywania się poszczególnych zeszytów — za zaliczeniem pocztowym, z doliczeniem kosztów przesyłki.

Księgarnia może również dostarczyć na zamówienie poszczególne zeszyty w miarę posiadania ich na składzie.

Niezależnie od rozprowadzania „Prac“ systemem abonamentowym, są one do nabycia w wolnej sprzedaży w księgarniach „Domu Książki“.

Z dniem 1 stycznia 1953 r. nastąpi zmiana w dotychczasowym systemie prenumeraty czasopism technicznych, a mianowicie zostaje zniesiona prenumerata kredytowana.

W związku z tym wszystkie urzędy, instytucje i przedsiębiorstwa państwowe, które korzystały w roku 1952 z tej formy prenumeraty i chcą zapewnić sobie ciągłość otrzymywania czasopism technicznych od 1 stycznia 1953 r., powinny zamówić czasopisma w najbliższym urzędzie pocztowym.

W tym celu należy dokonać przedpłaty z góry, najpóźniej do 15 grudnia 1952 r.

Wszystkie urzędy pocztowe zostały zaopatrzone w aktualne cenniki i udzielają wyczerpujących informacji.

Urzędy pocztowe nie będą przyjmowały prenumeraty wstecz za okresy ubiegłe.

TECHNIKA LOTNICZA — Dwumiesięcznik Związku Polskich Inżynierów i Techników Lotniczych (Koło Lotnicze SIMP) Wydawnictwo NACZELNEJ ORGANIZACJI TECHNICZNEJ
Redaguje Komitet Redakcyjny w składzie: Redaktor Naczelny — mgr inż. Jan Paczoski, Redaktorzy Działowi — mgr inż. St. Lassota, mgr inż. R. Lewandowski, mgr inż. St. Madeyski. Redaktor Techniczny — Czesław Piekarski.

Adres Redakcji: Warszawa 1, Nowowiejska 24.

Redaktor Naczelny przyjmuje we wtorki i piątki godz. 17.30 — 18.30.

Adres Administracji: Administracja Czasopism Technicznych NOT, Warszawa, Czackiego 3/5, tel. 8-9510 do 16.

Kolportaż: PPK „Ruch“, Konto PKO I-19890/110

Cena pojedynczego zeszytu 9.— zł.

Prenumerata roczna 54.— zł.

Półroczna 27.— zł.

Druk. im. Rewolucji Październikowej, Warszawa, Mińska 65. Zam. 857/52. 3-B-26719

Nakł. 1.100. Papier druk. sat. 86 × 122. V kl. 60 gr.

Rękopis otrzymano dn. 18.VIII.52 r. Podpisano do druku 4.X.52 r. Druk. ukończono 10.X.52 r.

Mgr inż. BOHDAN KRAJEWSKI
Główny Instytut Lotnictwa

K. d. 621.515

Stanowisko do badania modeli sprężarek osiowych

Wstęp

Potrzeba budowy stanowiska do aerodynamicznych badań modeli wentylatorów i sprężarek osiowych wynika z konkretnych potrzeb naszego przemysłu. Badania na tym stanowisku miały na celu uzyskanie potrzebnych danych dla biur konstrukcyjnych, bez których projekt nie ma podstaw i nie daje gwarancji, że przedmiot projektu, tj. wentylator czy sprężarka, będzie pracował zgodnie z wymaganiami. W pierwszym etapie prac został przebadany 1 stopień: Kierownica — wirnik. Łopatki kierownicy i wirnika są osadzone obrotowo, przez co jest możliwe nastawienie na dowolny kąt. Nastawienie łopatek odbywa się za pomocą kątomierza precyzyjnego; dokładność ustawienia wynosi $0,15^\circ$.

Przy projektowaniu stanowiska starano się o uzyskanie dużej wszechstronności, ze względu na dalszy etap prac, związanych z modelami sprężarek wielostopniowych. Stanowisko to jest jednocześnie źródłem sprężonego powietrza dla drugiego stanowiska, na którym będzie badana palisada profilów.

Systematyczne badania umożliwią sprawdzenie poczynionych założeń, oraz dostarczą materiału do wysunięcia nowych hipotez.

Stanowisko do badań.

Stanowisko do badań modeli sprężarek osiowych składa się z czterech zasadniczych części: (rys. 1)

- 1) wlot z dyszą pomiarową,
- 2) model sprężarki,

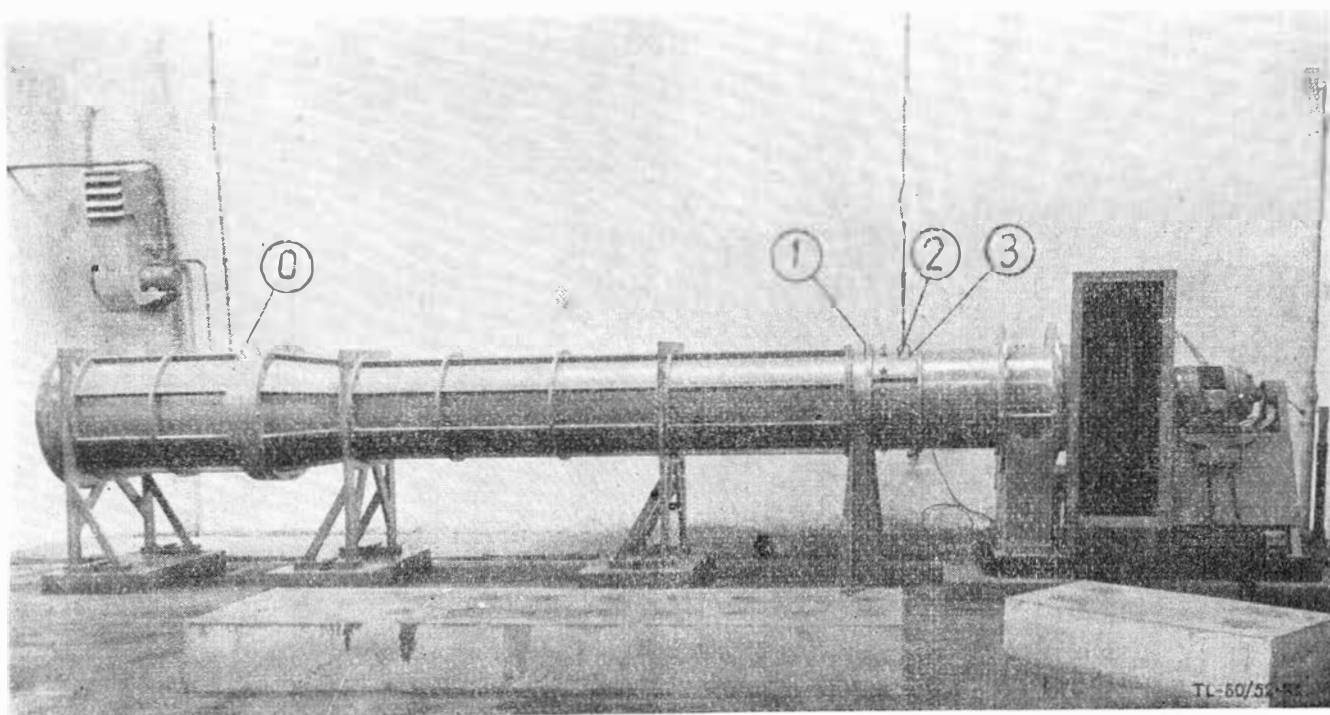
- 3) urządzenie do dławienia,

- 4) silnik elektryczny z kołyską.

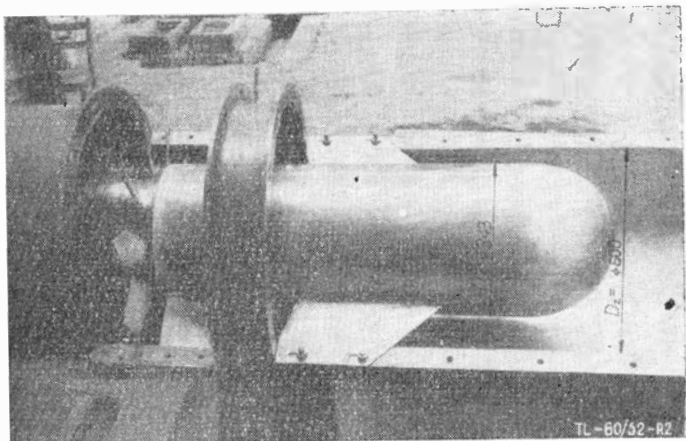
Wlot z dyszą pomiarową został zaprojektowany według danych zaczerpniętych z D. I. N. W dużej odległości od wlotu znajduje się prostownica strugi, posiadająca kwadratowe kanały o wymiarach 40×40 . Bezpośrednio za prostownicą powietrze jest przyspieszane na skutek zwężania się przekroju. Piaśta (rys. 2) wirnika zakończona jest półkulą i odsunięta o odpowiednią odległość od łopatek kierownicy i wirnika w celu uniknięcia wpływu kształtu półkuli na profil prędkości przed kierownicą. Przed wejściem na kierownicę czynniki prowadzone są równoległe do osi wirnika, aby umożliwić wyrównanie ciśnienia statycznego i prędkości wzdłuż promienia. Ba-

dany model wentylatora posiada iloraz $\frac{\Phi D_z}{\Phi D_w} = 1,75$, średnicę zewnętrzną $\varnothing 600$, oraz średnicę wewnętrzną $\varnothing 343$ (rys. 2).

Łopatki kierownicy i wirnika (rys. 3) w ilości odpowiednio 14 i 10 zostały wykonane na specjalnej frezarce-kopiarce. Ze względów obróbkowych i konstrukcyjnych użyto do wykonania łopatek duraluminium. Cięciwa łopatek kierownicy jest stała wzdłuż promienia prostopadłego do osi wirnika, natomiast cięciwa łopatek wirnika zmienia się liniowo wzdłuż takiego promienia. Krawędź spływu wynosi odpowiednio dla łopatek kierownicy i wirnika $0,13 - 0,10$ mm. Obliczenia łopatek oparte zostały na założeniu $\text{rot. } c = 0$, oraz stałej prędkości osiowej wzdłuż

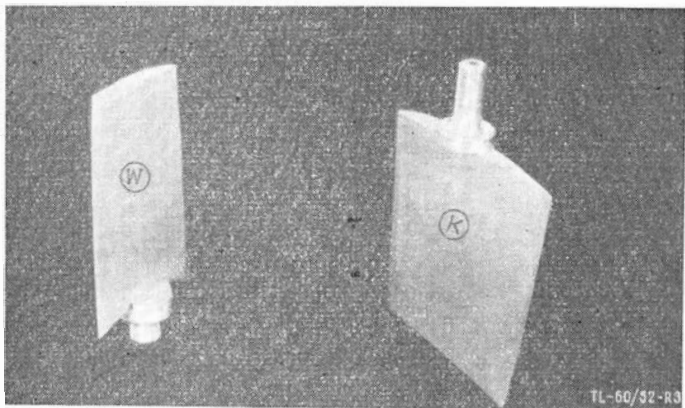


Rys. 1.



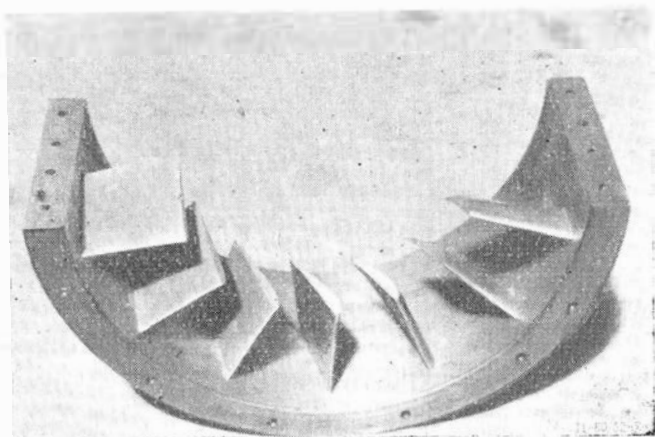
Rys. 2.

promienia. Zamocowanie wirnika na wale rozwiązano w ten sposób, żeby istniała możliwość regulacji luzu osiowego między łopatkami kierownicy i wirnika oraz żeby była możliwa wymiana wirnika na drugi o innym wymiarze. Pewne szczegóły konstrukcyjne uwidocznione są na rys. 4 — 5.

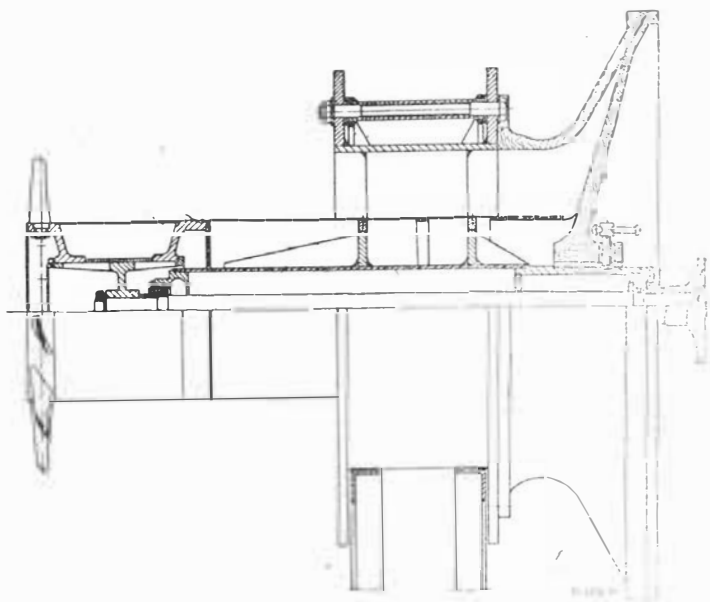


Rys. 3.

Czynnik jest prowadzony za wirnikiem równolegle do osi wirnika (osiowo), podobnie jak przy wejściu na łopatki kierownicy, aby uniknąć wpływu krzywizn znajdujących się w urządzeniu do dławienia — na profil prędkości wzdłuż promienia, za łopatkami wirnika. Urządzenie do dławienia składa się z dwu części talerzowych, przy czym jedna część jest przymocowana do obudowy zewnętrznej sprężarki, a druga jest zamocowana obrotowo na osłonie wału (rys. 5). Pokręcając część obrotową — zmniejszamy, względnie zwiększamy szczelinę promieniową, zmieniając dowolnie wydatek i spręż.



Rys. 4.



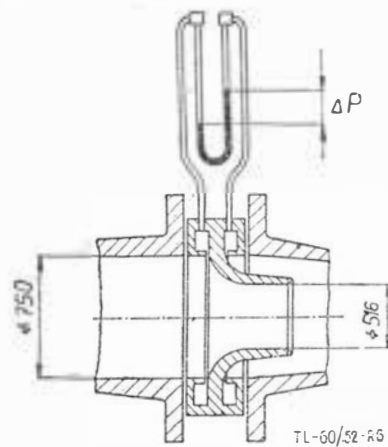
Rys. 5.

Bezpośrednio za urządzeniem do dławienia znajduje się sprzęgło elastyczne, do którego zamocowany jest silnik elektryczny o obrotach $n = 2900$ obr/min i mocy $N = 40$ KM. Silnik elektryczny jest zamocowany wahliwie na łożyskach kulkowych i spoczywa na stalowej konstrukcji ramowej.

Przyrządy pomiarowe i położenie punktów pomiarowych.

Pomiary ciśnień były robione za pomocą mikromanometrów pochylnych o przełożeniu 5 : 1, wyskalowanych mikromanometrem specjalnym. Wydatek mierzony za pomocą dyszy znormalizowanej wg V.D.I. — Durchflussmessregeln — D.I.N. 1952 (Wydanie IV).

Średnica wylotowa dyszy wynosi $\phi 516$, średnica wlotu zaś wynosiła $\phi 750$ (rys. 6).



Rys. 6.

Stosunek powierzchni wynosił $m = 0,473$, co odpowiada wskaźnikowi przepływu $\alpha = 1,07$. Przed i za dyszą znajduje się kanał, spełniający rolę komory wyrównującej ciśnienie, gdzie za pomocą dwóch otworów, zakończonych końcówkami, dokonuje się pomiaru (rys. 1, pkt. 0). Układ ten gwarantuje według danych V.D.I. pomiar z dokładnością do 1‰.

Trzy otwory, (na rys. 1, pkt. 1, 2, 3), wykonane są w osłonie przed kierownicą, przed wirnikiem i za wirnikiem badanej sprężarki; mają one na celu umożliwienie dokonania pomiaru przyrostu ciśnienia na stopniu i wirniku.

Pomiar ciśnienia statycznego, całkowitego, oraz kierunku, wzdłuż promienia, dokonywany jest za pomocą specjalnej sondy kierunkowej. Pomiar sondą zdejmowany jest w trzech miejscach: przed kierownicą, za kierownicą (przed wirnikiem), oraz za wirnikiem. Dokładność sondy, jeśli chodzi o pomiar kierunku wynosi 0,2°.

Określenie mocy silnika elektrycznego, jaką zużywa silnik na napęd modelu sprężarki dokonuje się za pomocą pomiaru obrotów n i pomiaru momentu M . Moc silnika oblicza się z równania:

$$N = M \cdot \omega = \frac{a \cdot G \cdot \pi \cdot n}{30}$$

Moment $M = a \cdot G$ zmierzono w ten sposób, że w czasie postoju silnika, naznaczono na tarczy związanej ze stojakiem — punkt wyjściowy, który pokrywał się ze wskazówką umieszczoną na silniku. W czasie pracy silnika dokładano ciężar G na ramieniu kołyski, w celu uzyskania położenia wyjściowego. Długość ramienia wynosiła $a = 0,5$ m. Pomiar obrotów odbywał się za pomocą licznika obrotów i stopera. Dzięki dużej czułości urządzenia było możliwe określenie sprawności z dokładnością do 1%. W czasie badań okazało się konieczne uruchomienie stanowiska na okres 15 min. przed zaczęciem pomiarów, w celu uzyskania ustalonych warunków pracy.

Charakterystyka stopnia.

W obliczeniach charakterystyki stopnia użyto następujących oznaczeń i definicji:

Wskaźnik sprężania stopnia: Ψ_o

$$\Psi_o = \frac{2 \cdot \Delta p_o}{\mu \cdot u^2}$$

Wskaźnik sprężania wirnika: Ψ_w

$$\Psi_w = \frac{2 \cdot \Delta p_w}{\mu \cdot u^2}$$

Wskaźnik wydatku: φ

$$\varphi = \frac{C_a}{u}$$

gdzie Δp_o , Δp_w — przyrost ciśnienia odpowiednio na stopniu względnie wirniku,

$$\mu \left[\frac{\text{kg} \cdot \text{s}^2}{\text{m}^4} \right] = \frac{\gamma}{g} = \text{gęstość czynnika}$$

$$C_a \left[\frac{\text{m}}{\text{s}} \right] = \text{prędkość osiowa}$$

$$u \left[\frac{\text{m}}{\text{s}} \right] = \text{prędkość obwodowa na promieniu wewnętrznym.}$$

Poza tym sprawność określono wg równania:

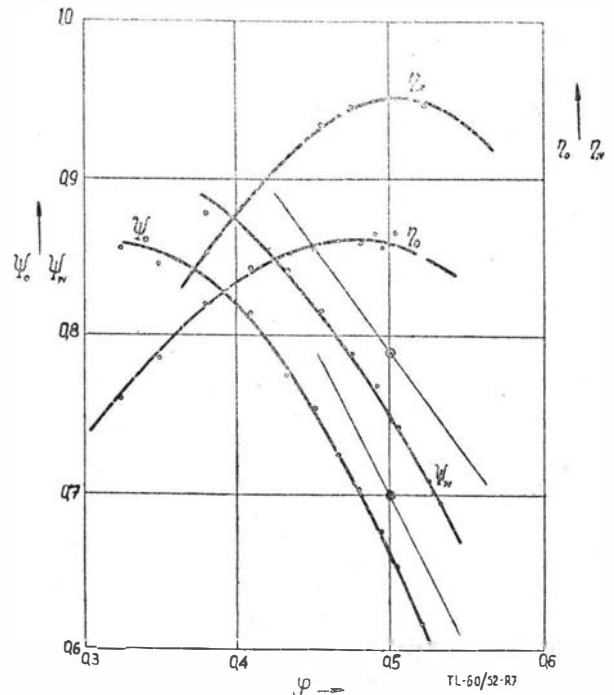
$$\eta_o = \frac{V \cdot \Delta p_o}{N} \quad \text{względnie} \quad \eta_w = \frac{V \cdot \Delta p_w}{N}$$

$$V \left[\frac{\text{m}^3}{\text{s}} \right] = \text{wydatek}$$

$$N \left[\frac{\text{kg} \cdot \text{m}}{\text{s}} \right] = \text{moc silnika}$$

η_o , η_w = sprawność stopnia względnie wirnika.

W obliczeniach pominięto wpływ zmiany gęstości czynnika. W celu uwzględnienia wpływu tarcia w łożyskach, przeprowadzono pomiary momentu, przy czym łopatki wirnika zostały zdjęte, a na ich miejsce założone korki, szczelnie zakrywające otwory. Zmierzony moment składa się z momentu tarcia w łożyskach, oraz momentu tarcia obudowy o powietrze, na skutek obrotu. Przy obliczaniu sprawności stopnia i wirnika obejmuje się te wartości od momentu zmierzonego przy właściwej pracy wirnika wraz z łopatkami. Rys. 7 przedstawia charakterystykę stopnia i wirnika w układzie (Ψ, φ) . Na wykresie naniesiono punkt nominalny oraz pochylene charakterystyki, otrzymane na drodze obliczeniowej. Oprócz tych pomiarów przeprowadzono cały szereg prób przy zmienionych kątach ustawienia łopatek kierownicy i wirnika.



Rys. 7.

Zakończenie.

Powyższe badania jednostopniowego wentylatora, o układzie: kierownica przyspieszająca + wirnik, wykazują słusność poczynionych założeń, co uwydatnia się szczególnie w dużej zgodności punktu obliczeniowego i pomiarowego. Poza tym, badania te umożliwiają dokładną analizę przepływu tam, gdzie stosowanie obliczeń, ze względu na skomplikowany przebieg zjawiska, nie daje pożądanych rezultatów. Odnosi się to przede wszystkim do zjawiska oderwania się strug od profilu, przy pewnych kątach natarcia. Kąt, przy którym zachodzi oderwanie, jest uzależniony w dużej mierze od układu palisady, oraz od stosunku t/s , gdzie t = podziałka, s = cięciwa profilu. Odnośnie strat można zauważyć, że największe straty występują na wirniku w okolicy piasty, gdzie występuje największe odchylenie strug.

Skład Komitetu Redakcyjnego Wydawnictw GILOT: mgr inż. Stanisław Witkowski, mgr inż. Jerzy Kucharski.

Adres Redakcji: Główny Instytut Lotnictwa, Warszawa-Okęcie, Al. Krakowska 145.

PRZEGŁĄD BIBLIOGRAFICZNY LOTNICTWA

OPRACOWANY PRZEZ DZIAŁ DOKUMENTACJI I WYDAWNICTW GŁÓWNEGO INSTYTUTU LOTNICTWA

DODATEK DO DWUMIESIĘCZNIKA „TECHNIKA LOTNICZA”

ROCZNIK II

WARSZAWA, WRZESIEŃ-PAŹDZIERNIK 1952

Z E S Z Y T 4

W Przeglądzie Bibliograficznym Lotnictwa stosowana jest klasyfikacja dziesiętna.

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

80* 533.6 C4—4.52
Kastner L. J., Shih S. H.: **Krytyczna liczba Reynoldsa dla ustalonego i pulsującego przepływu**. „Critical Reynolds numbers for steady and pulsating flow”. Engineering, t. 172, Nr 4470, 28 wrześ. 51, s. 389; 36 × 26 cm, 2,5 str., 1 rys., 5 wykr., 14 poz. bibl. — Krytyczna liczba Re ogranicza dwa rodzaje przepływu. Autorzy podają wyniki doświadczeń nad tą liczbą dla przepływu w ciasnych prostokątnych kanałach. Dla przepływu pulsującego — ze wzrostem częstotliwości wypada spadek Re. Wyniki są uzasadnione teoretycznie. Problem ten jest wynikiem doświadczeń nad wiskozymetrami do badania tłokowych silników spalinowych.

81* 533.6 C4—4.52
Kestin J.: **Wpływ zmian temperatury na ciepło właściwe powietrza przy obliczeniach fali uderzeniowej**. „The influence of the temperature variation of the specific heats of air in shock-wave calculations”. J. aero. Scien. t. 18, Nr 5, maj 51, s. 351; A4, 1,5 str., 5 wykr., 4 poz. bibl. — W celu uniknięcia uciążliwych rachunków przy obliczaniu parametrów fal uderzeniowych, można zastosować pewne przybliżenie, polegające na założeniu liniowej zależności między entalpią i temperaturą absolutną, w odniesieniu do jednego etapu obliczeń (obliczenie prędkości za uderzeniem — z prędkości przed uderzeniem). Uproszczenie to, równoważne z przyjęciem stałych wartości ciepła właściwego C_p i C_v , daje możliwość użycia prostego równania Prandtla i prowadzi do wystarczająco ścisłych wyników, jeżeli początkowa liczba Macha i entalpia spoczynkowa nie są zbyt duże.

82* 533.6:681.26 C4—4.52
Janik F.: **Aerodynamiczna waga samostateczna**. Biul. Gł. Inst. Lotnictwa, r. 1, Nr 1, marz. 51, (Techn. Lotn., r. 6, Nr 1, marz. 51); A4, 2 str., 1 fot., 2 rys. — Ogólne uwagi o kompensacji wadze aerodynamicznej — niestateczności profilu. Uzasadnienie teoretyczne i opis działania wagi samostatecznej w G. I. Lot.

83* 533.65 C4—4.52
Krawczenko I.: **Warunki lotów w burzliwym powietrzu**. „Uśłowja polotow w turbulentnom wozduchie”. Wiestn. wozd. Flota, r. 34, Nr 5, maj 52, s. 36; B5, 8 str., 3 rys., 4 wykr. — Wpływ na samolot tzw. rzucania w burzliwej atmosferze, przyczyny i rozległość burzliwości: 1. dynamicznej (mechanicznej), 2. termicznej (konwekcyjnej), 3. spowodowanej tarcieniem na granicy mas powietrza o różnej temperaturze. Praktyczne wnioski odnośnie techniki przelotów.

84* 533.65:629.135.073 C4—4.52
Fysznow W.: **Stateczność samolotu**. „Ustojcziwost samolota”. Wiestn. wozd. Flota, r. 34, Nr 5, maj 52, s. 60; B5, 7 str., 5 rys., 6 wykr., — Na przykładzie wahadła oraz samolotu popularnie wyjaśniono pojęcia stateczności po-

łożenia równowagi i stateczności ruchu. Wpływ położenia środka ciężkości i wędrowki środka parcia na równowagę. Zagadnienia skrzydeł skośnych.

85* 533.65:629.135—752 C4—4.52
Guriejew D.: **Samowzbudne wahania samolotu przy lądowaniu**. „Samokolebanja samolota na posadkie”. Wiestn. wozd. Flota, r. 34, Nr 5, maj 52, s. 67; B5, 11 str., 1 rys., 8 wykr. — Warunki powstawania podłużnych samowzbudnych oscylacji samolotu przy lądowaniu, tzw. „kangurowania”; siły aerodynamiczne pobudzające oscylacje oraz działania tłumiące amortyzatorów dzięki rozpraszaniu nagromadzonej energii; pojęcie krytycznej prędkości wahań samowzbudnych i sposoby przesunięcia jej do granic pożądaných.

86* 539.41:539.413 C4—4.52
Nowiński J.: **Wpływ zamocowania zupełnego na naprężenia w dźwigarze zginanym**. Pr. Gł. Inst. Lotnictwa, Nr 1, 1951, s. 59; A4, 6 str., 1 rys., 6 wykr., 5 poz. bibl. — Przekrój dźwigara przyjęto w kształcie wydłużonego prostokąta. Przez przyjęcie odpowiednich założeń, anulowano spaczenie przekroju zamocowanego. Obliczono wpływ zamocowania na wielkość naprężeń oraz ugięcie końca dźwigara.

87* 629.13.035.5:621.45 C4—4.52
Viaud L.: **Optymalne ciśnienie wyjściowe z dyszy silnika przelotowego**. „Remarques sur la pression optimum de sortie du jet d'un stato-réacteur”. Recherche aéro. (Paryż), Nr 8, marz. kw. 49, s. 53; 27 × 21 cm, 9 str., 3 rys., 3 wykr., 2 poz. bibl. — Określenie maksymalnego ciągu silnika przelotowego przy prędkościach ponad dźwiękowych sprowadza się do ustalenia optymalnego ciśnienia wyjściowego, które będzie zapewniało zgodność między przepływem wewnętrznym i zewnętrznym. Ciśnienie optymalne — będzie to ciśnienie, które zapewni otrzymanie największej wartości ciągu brutto przy minimalnych oporach zewnętrznych.

88* 621.431.75(44) C4—4.52
Chenevard R. M.: **Francuskie silniki dla użytku w konstrukcjach amatorskich**. „Moteurs francais au service de la construction d'amateurs”. Aero-Rev. suisse, r. 26, Nr 11, list. 51, s. 482; A4, 2 str., 2 rys. — Ogólne rozważania warunków, jakie musi spełniać silnik do lekkich samolotów budowanych przez amatorów oraz wyliczenie niektórych odpowiednich do tego celu silników francuskich z podkreśleniem zalet specjalnie przerobionych silników samochodowych.

89* 629.13.07:533.6 C4—4.52
Galin A.: **O niektórych zagadnieniach wykładania aerodynamiki praktycznej**. Wojsk. Prz. lotn., r. 5, Nr 9, wrześ. 51, s. 21; A5, 7 str., 1 rys., 1 wykr. — Autor jest zdania, że celowym jest podawanie charakterystyki samolotu w funkcji ciągu, a nie mocy. W temacie „wpływ wielkich prędkości na siły aerodynamiczne” należy unikać zawiłych wzorów. We wszystkich zagadnieniach aerodynamiki powinno się zwrócić większą uwagę na fizyczną stronę zjawiska.

Niniejszy Przegląd Bibliograficzny zawiera jedynie część analiz dokumentacyjnych publikacji z zakresu lotnictwa. Pełna dokumentacja ukazuje się w postaci *k a r t d o k u m e n t a c y j n y c h* wydawanych przez Centralny Instytut Dokumentacji Naukowo-Technicznej (Warszawa — Al. Niepodległości 188). CINDT przyjmuje prenumeratę kart dokumentacyjnych, która może obejmować zarówno całą dokumentację naukowo-techniczną, jak i oddzielne jej działy lub poszczególne zagadnienia i tematy techniczne. Ceną karty dokumentacyjnej wynosi w prenumeracie 10 groszy.

CINDT wykonuje (za zwrotem kosztów) fotokopie i mikrofilmy publikacji objętych zarówno Przeglądem Bibliograficznym, jak i kartami dokumentacyjnymi.

I. WPLYW ZMIAN TEMPERATURY I CIŚNIENIA

1% od temperatury bezwzględnej wynosi 2,88°, 1% od średniego ciśnienia — 7,6 mm Hg czyli

$$\Delta t\% = \frac{\Delta t}{2,88} \quad \Delta p\% = \frac{\Delta p}{7,6}$$

1. Moc silnika

Sam wpływ czynników atmosferycznych na moc zespołu napędowego jest określony wzorem

$$\text{dla śmigła stałego} \quad \Delta N\% = 1,22 \Delta p\% - 0,25 \Delta t\% = 0,161 \Delta p - 0,087 \Delta t$$

$$\text{dla śmigła nastawnego} \quad \Delta N\% = 1,15 \Delta p\% - 0,5 \Delta t\% = 0,151 \Delta p\% - 0,174 \Delta t$$

2. Prędkości charakterystyczne

Przyjmując warunki lotu przy stałym kącie natarcia i przy stałej mocy zmiany Δt i Δp wpływają na prędkości charakterystyczne takie jak prędkość przeciągnięcia, prędkość ekonomiczna, prędkość optymalna oraz prędkości poszczególnych faz startu i lądowania w następujący sposób

$$\Delta V_{ch}\% = 0,174 \Delta t - 0,066 \Delta p$$

Zależność tą można tak sformułować: zwiększenie temperatury o 10° powoduje zwiększenie odpowiedniej prędkości charakterystycznej o 1,7%, zwiększenie ciśnienia o 10 mm Hg powoduje zmniejszenie prędkości o 0,66%.

Należy zaznaczyć, że prędkościomierz, działający na zasadzie pomiaru ciśnienia dynamicznego, nie wykazuje zmiany prędkości. Wzór dotyczy prędkości rzeczywistej, zaś przyrząd podaje tzw. prędkość wskazywaną.

Jeżeli chodzi o obroty potrzebne do lotu poziomego, to w przypadku śmigła stałego zmieniają się one w tym samym stopniu co i prędkość czyli

$$\Delta n\% = 0,174 \Delta t - 0,066 \Delta p$$

3. Prędkość maksymalna (lotu poziomego).

Prędkość maksymalna samolotu zależy nie tylko od charakterystyki aerodynamicznej, ale i od mocy zespołu napędowego. Δt i Δp wpływają na warunki pracy zespołu napędowego, zasadnicze znaczenie ma również typ śmigła. I tak dla śmigła stałego otrzymujemy wzór na zmianę prędkości maksymalnej

$$\Delta V_{max}\% = 0,087 \Delta t + 0,01 \Delta p$$

zaś dla śmigła nastawnego

$$\Delta V_{max}\% = 0,006 \Delta t +$$

W drugim przypadku wpływ czynników atmosferycznych na prędkość jest więc słabszy.

4. Prędkość wznoszenia.

Zmiana prędkości wznoszenia jest określona wzorem

$$\text{przy śmigle stałym} \quad \Delta w = \frac{N_0}{Q} (0,08 \Delta p - 0,0435 \Delta t) \quad [\text{m/sek}]$$

$$\text{przy śmigle nastawnym} \quad \Delta w = \frac{N_0}{Q} (0,075 \Delta p - 0,09 \Delta t) \quad [\text{m/sek}]$$

przy czym Q — oznacza ciężar samolotu w [kg]

N_0 — moc silnika w warunkach normalnych w [KM].

II. WPLYW ZMIANY MOCY SILNIKA.

Zmiana mocy silnika może być spowodowana jego regulacją (np. zmiana ciśnienia ładowania, zmiana obrotów), lub też może wynikać z jego uszkodzenia albo złych warunków pracy.

Przy śmigle stałym zmiana mocy odpowiada

$$\text{zmiana obrotów wg wzoru} \quad \Delta n\% = \frac{1}{3-k} \Delta N\%$$

przy czym k waha się w granicach 0,5 do 1,0.

1. Prędkość maksymalna.

Prędkość maksymalna ulegnie zmianie w przypadku śmigła stałego o $\Delta V_{max}\% = 1,0 \div 1,3 \Delta n\%$

wychodząc z obrotów

lub $\Delta V_{max}\% = 0,4 \div 0,5 \Delta N\%$ wychodząc z mocy.

Tak więc w przypadku zmiany mocy o 1% i pozostawienia tego samego śmigła maksymalna prędkość zmieni się o 0,4 do 0,5%. Jeżeli uwzględnimy zmianę mocy wraz ze zmianą liczby obrotów o 1% przy próbie silnika, to wraz ze zmianą obrotów o 1% prędkość maksymalna zmieni się o 1 do 1,3%.

W przypadku śmigła utrzymującego stałe obroty zmiana mocy o 1% zmienia prędkość maksymalną o 0,33%.

2. Prędkość wznoszenia.

Prędkość wznoszenia zmienia się na skutek zmiany mocy rozporządzalnej o $\Delta w = 60 \div 75 \frac{\Delta N}{Q}$ [m/sek]

Przechodząc w przypadku śmigła stałego na obroty otrzymamy $\Delta w = 1,5 \frac{N_0}{Q} \Delta n\%$ [m/sek]

W przypadku zaś śmigła nastawnego

$$\Delta w = 50 \frac{\Delta N}{Q} \quad [\text{m/sek}]$$

3. Pułap.

Zmiana pułapu spowodowana zmianą mocy w przypadku śmigła stałego jest określona wzorem

$$\Delta h = k_1 \Delta N\% \quad [\text{m}]$$

przy czym dla

h	1	2	3	4	5	6	8	10	km
k ₁	80	76	74	72	70	68	64	60	—

Ogólnie biorąc zmiana mocy o 1% powoduje obniżenie pułapu o 75 m dla pułapu niższego, 70 m dla pułapu średniego i o 65 dla pułapu wysokiego.

Zmniejszenie obrotów silnika o 1% powoduje obniżenie pułapu o 140 — 170 m.

Dla śmigieł nastawnych odpowiedni wzór przybiera postać $\Delta h = k_2 \Delta N\%$ [m]

przy czym dla

h	2	4	6	8	10	km
k ₂	54	51	47	43	37	—

Znając pułap i prędkość wznoszenia na poziomie morza i przyjmując zmianę prędkości wznoszenia z wysokością według prostej, można obliczyć zmianę czasu wznoszenia. Z dużym przybliżeniem można przyjąć, że wysokość osiągnięta w określonym czasie zmienia się w tym samym stopniu co i wysokość pułapu. Kąty wznoszenia zmieniają się w tym samym stopniu co i prędkość wznoszenia.

4. Pułap w przypadku uszkodzenia jednego z silników.

W przypadku samolotów wielosilnikowych obliczenia można przeprowadzić tymi samymi wzorami, tylko procentowe zmiany mocy lub obrotów należy określić, biorąc stosunek sumy zmiany mocy lub obrotów do sumy mocy lub obrotów wszystkich silników.

Orientacyjne zmniejszenie pułapu w przypadku uszkodzenia silników można określić wg tabeli

gdy uległ zatrzymaniu	jeden z dwóch	jeden z trzech	jeden z czterech	dwa z trzech	jeden z pięciu	dwa z pięciu
to zmniejszenie pułapu wynosi w m	3 750	2 100	1 400	5 700	1 100	2 800

Należy zaznaczyć, że nie uwzględniono tu zwiększenia mocy potrzebnej wskutek oporów zatrzymanego śmigła, wychylenia sterów i lotu ze ślizgiem, koniecznym dla wyrównania asymetrii ciągu śmigieł. Straty więc wysokości będą na ogół większe niż podano w tabeli.

III. ZMIANA CIĘŻARU W LOCIE**1. Prędkości charakterystyczne.**

Prędkości charakterystyczne jak w pt. I—2 zmieniają się wg zależności

$$\Delta V \% = \Delta n \% = 0,5 \Delta Q \%$$

2. Prędkość maksymalna.

10% zmiana ciężaru powoduje zmianę prędkości maksymalnej o 0 — 2% w przypadku samolotu o dużym nadmiarze mocy, o 2 — 3% przy średnim nadmiarze mocy i o 3 — 4% przy małym nadmiarze mocy.

3. Pułap.

Zmiana ciężaru o 1% zmienia pułap samolotu o 75 — 100 m przy niskim pułapie, o 70 — 80 m przy średnim pułapie i w przypadku śmigła stałego.

W przypadku śmigła nastawnego można średnio przyjąć zmianę pułapu o 70 m przy zmianie ciężaru o 1%.

4. Prędkość wznoszenia.

Zmianę prędkości wznoszenia określa wzór

$$\Delta w = -50 \frac{N \cdot \Delta Q}{Q^2} \quad [\text{m/sek}]$$

5. Zużycie paliwa.

Zmiana ciężaru samolotu wyraźnie zaznacza się na zużyciu paliwa, chociaż znowu nie udaje się tu uzyskać prostej i dokładnej zależności. Prędkość optymalna prawie zupełnie nie zmienia się, zużycie zaś paliwa na 1 km wzrasta, nie w takim jednak stopniu jak ciężar — a cokolwiek mniej. W przybliżeniu można przyjąć, że zwiększenie ciężaru o 10% powoduje zwiększenie zużycia paliwa o 7 — 8%. Przyczyną tego zjawiska jest to, że wraz ze zwiększeniem ciężaru i zachowaniem prędkości samolot przechodzi na korzystniejszy kąt natarcia, a z powodu zwiększenia obrotów zmniejsza się jednostkowe zużycie paliwa, spadek sprawności śmigła jest skompensowany wyżej podanymi przyczynami.

6. Lot ślizgowy.

W locie ślizgowym prędkość lotu i prędkość opadania zmieniają się

$$\Delta V \% = \Delta w \% = 0,5 \Delta Q \%$$

IV. ZMIANA OPORU SAMOŁOTU

Umieszczenie na samolocie dodatkowego elementu o przekroju F powoduje wzrost oporu: po pierwsze z powodu pojawienia się dodatkowego oporu szkodliwego, a po drugie — z powodu oporu interferencyjnego. Zwiększenie oporu samolotu wyrazi się wzorem

$$\Delta c_x = c_{xel} \frac{F}{S}$$

Wartość c_{xel} wahać się może o granicach 0,2 + 1,3, zależnie od jakości kształtu dodatkowego elementu.

Tak więc $\Delta c_x = 0,2 \div 1,3 \frac{F}{S}$

Dla współczesnych samolotów współczynnik oporu c_x wynosi w przybliżeniu: dla prędkości maksymalnej 0,02 ÷ 0,03, dla optymalnej — 0,04 ÷ 0,05 i dla prędkości ekonomicznej — 0,08 ÷ 0,10.

Procentową zmianę c_x otrzymamy z powyższego dla prędkości maksymalnej $\Delta c_x \% = 7 \div 65 F \%$ dla prędkości optymalnej $\Delta c_x \% = 4 \div 32 F \%$ dla prędkości ekonomicznej $\Delta c_x \% = 2 \div 16 F \%$

$F\%$ jest powierzchnią największego przekroju dodatkowego elementu w procentach powierzchni nośnej samolotu.

$$F \% = 100 \frac{F}{S}$$

1. Prędkość maksymalna.

Wobec powyższego zmiana prędkości maksymalnej będzie

$$\Delta V_{max} \% = - \frac{1}{3} \Delta c_x \% \quad \text{lub} = 2,3 \div 21 F \%$$

2. Prędkość optymalna.

Prędkość optymalna prawie się nie zmieni, moc jednak potrzebna zwiększy się proporcjonalnie do c_x , a obroty w przypadku śmigła stałego proporcjonalnie do trzeciego pierwiastka z c_x lub prościej

$$\Delta n \% = 1,3 \div 10 F \%$$

3. Zużycie paliwa.

Zużycie paliwa zwiększy się proporcjonalnie do zużytej mocy, to znaczy o 4 do 32% gdy $F = 1\%$.

4. Pułap.

Obniżenie pułapu wyniesie

$$\Delta h = 110 \div 800 F \% \quad [\text{m}]$$

5. Wznoszenie.

W przypadku wznoszenia moc potrzebna wzrośnie proporcjonalnie do c_x to znaczy

$$\Delta n \% = 2 \div 16 F \%$$

Odpowiednio obroty wzrosną

$$\Delta n \% = 0,7 \div 5 F \%$$

Trudno jest dokładnie uwzględnić zmianę prędkości wznoszenia, w przybliżeniu zaś można przyjąć, że ta prędkość zmienia się w tym samym stopniu co i pułap.

6. Lot ślizgowy.

Zwiększenie oporu zmienia kąt toru lotu ślizgowego

$$\Delta \theta \% = 2,5 \div 16 F \%$$

7. Zestawienie.

W wyniku otrzymamy, że umieszczenie na zewnętrznie samolotu elementu o powierzchni przekroju poprzecznego, równej 1% powierzchni nośnej zmieni osiągi samolotu w następujący sposób: prędkość maksymalna zmniejszy się o 2,6 do 16%, obroty odpowiadające prędkości optymalnej wzrosną o 1,5 do 9%, zużycie paliwa wzrośnie o 4,5 do 28%, pułap obniży się o 150 do 800 m, a kąt lotu ślizgowego wzrośnie o 2,5 do 16%.

Czy jesteś członkiem Ligi Lotniczej?