

TECHNIKA LOTNICZA

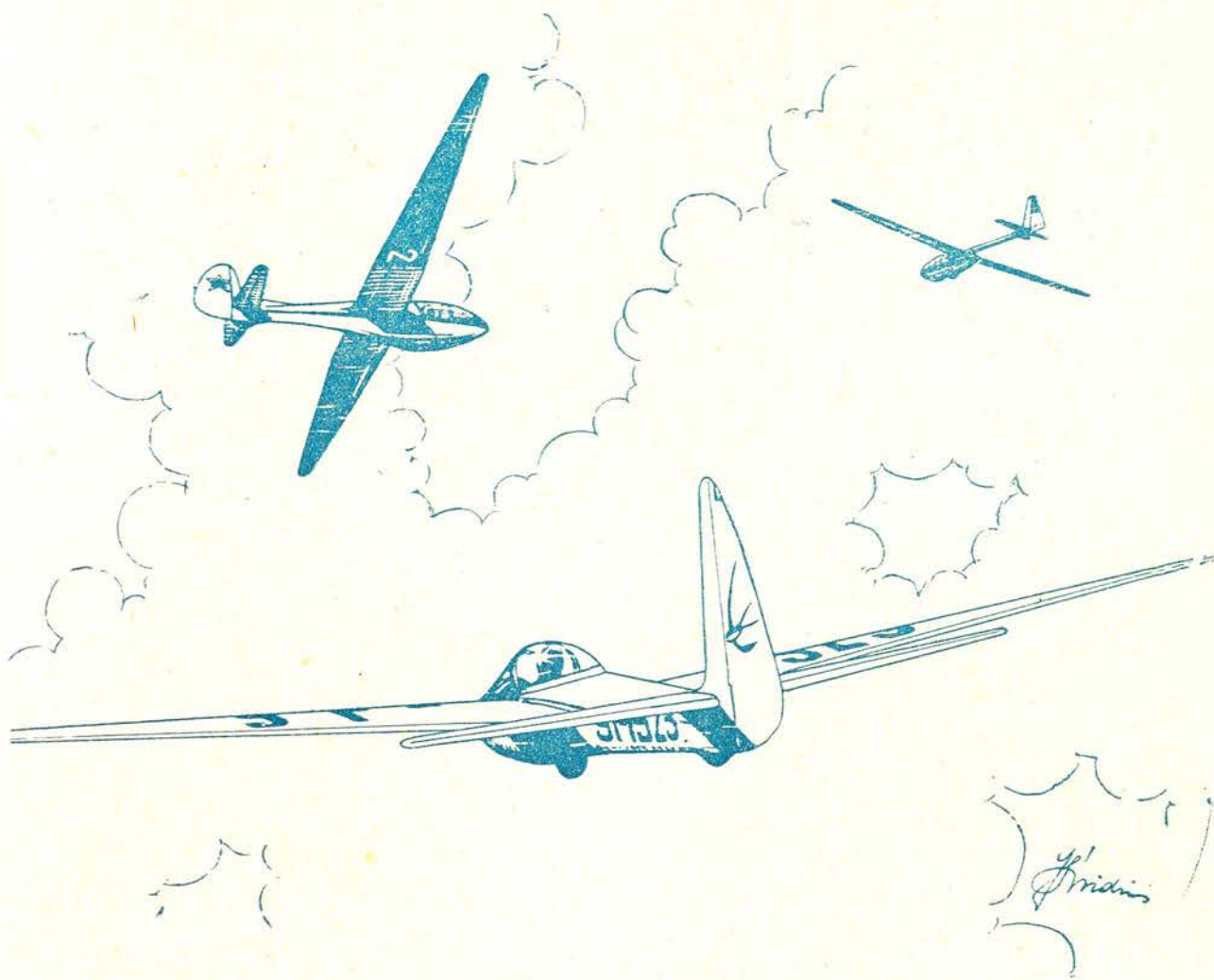
WRZESIEŃ—PAŹDZIERNIK

5

1954 R.

ROK IX

DWUMIESIĘCZNIK ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW LOTNICZYCH
(SEKCJA LOTNICZA SIMP)



TREŚĆ ZESZYTU

	Str.		Str.
Przyjaźń umocniona pracą dla pokoju	121	Przy rysownicy — W. Prosnak: Obliczanie charakterystyki aerodynamicznej śmigła	136
R. Lewandowski: Spostrzeżenia z Międzynarodowych Zawodów Szybowcowych w Lesznie — 1954 r.	122	Lotnicze słownictwo techniczne	145
Krajowa Wystawa Wynalazczości i postępu technicznego we Wrocławiu	126	Nowości techniczne	146
J. Lange: matematyka ujmowania obrysów samolotu	128	Na półkach księgarskich	150
Produkcja — R. Sznee: Rola kontroli technicznej w zakładzie lotniczym	133	Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa	151
		Pomoce Konstruktorskie — R. Berkowski: Stale stosowane w konstrukcjach lotniczych, cz. III	okł.

WYDAWNICTWO NACZELNEJ ORGANIZACJI TECHNICZNEJ

Pomoce Konstruktorskie Techniki Lotniczej

Stale stosowane w konstrukcjach lotniczych, cz. III

Zgodnie z zapowiedzią, podaną w zesz. 2/54 „Techniki Lotniczej“, część III Pomocy Konstruktorskich pt. „Stale stosowane w konstrukcjach lotniczych“ zawiera dane o stalach nierdzewnych i kwasoodpornych, odpornych na wodę morską, zaworowych i żaroodpornych, narzędziowych i szybko tnących, oraz o stopach specjalnych, jak: stelly i nadstopy odporne na wysokie temperatury. Poza danymi o tych stopach zebranych w 2 tabelach, podano na oddzielnej tabelce własności mechaniczne stali w wysokich temperaturach.

Korzystając z danych z literatury, podano właściwe nazwy tych stopów, a jednocześnie w rubryce „przewidziane oznaczenie polskie“ umieszczono znak stopu według zasad przyjętych w PN dla stali konstrukcyjnych. Tego rodzaju oznaczenia mają jedynie sens porównawczy dla danych zamieszczonych w kilku tabelach, natomiast nie są i nie będą ujęte w PN, gdyż są to dane o stopach nie stosowanych w przemyśle krajowym, lecz podano je na podstawie literatury dla orientacji konstruktora lotniczego. Stopy te jako pracujące pod obciążeniem w wysokich temperaturach, mają szerokie zastosowanie w konstrukcjach lotniczych o napędzie odrzutowym.

Ze względu na szczupłość miejsca przeznaczonego w „Technice Lotniczej“ dla Pomocy Konstruktorskich, zamieszczono stosunkowo mało danych odnośnie stali narzędziowych i szybko tnących. Zamierzonym tym działem odsyła się do literatury specjalistycznej o stalach narzędziowych produkowanych w kraju.

Kończąc wraz z cz. III dane o stalach stosowanych w konstrukcjach lotniczych, należy zwrócić uwagę na pomyłkę dokonaną w zeszytach 1,54 „Techniki Lotniczej“, gdzie przestawiono napisy pod wykresami zależności własności mechanicznych od temperatury odpuszczania dla stali 15HA i 35. W prawym rogu każdego wykresu znajduje się właściwe oznaczenie stali, natomiast pełny podpis pod rysunkiem nr 1 należy odnieść do rysunku nr 3 — i odwrotnie.

Zebrał mgr inż. Roman Berkowski

Własności mech. stali odpor. na wys. temp. w wysokich temperaturach														
Znak stopu	Stan materiału	Własności mech. stopu	Temperatura											
			20	200	300	400	500	600	650	700	750	800	850	900
2H13	H-1050 ^o o. i 0-600-700 ^o	R _r kG/mm ²	85	63	60	56	44							
		Q ₀₂ kG/mm ²	65	49	46	43	32							
		Q ₀₅ %	10	11	11	13	17							
H17	Z-750-730 ^o po walcowaniu na zimno	R _r kG/mm ²	49	47	45			20						
		Q ₀₂ kG/mm ²	35	27	26			15						
		Q ₀₅ %	32	26	25			60						
		R _r kG/mm ²	58					37	34	30	25	19	14	13
IH18N9	H-1080-1130 ^o w.	Q ₀₂ kG/mm ²	21					13	8,4	7,7	7,7	7,4	7,0	
		Q ₀₅ %	62					44	39	37	35	31	30	31
		C %	70					40	56	44	35	28	28	35
IH18N9T	H-1050 ^o w.	R _r kG/mm ²	66,5	47	46,7	44,7	39,9	28,5						
		Q ₀₂ kG/mm ²	25		19,1	17,9	16,1	16,3						
		Q ₀₅ %	40,7	31,1	31,1	28,9	24,7	25,1						
		C %	63,2	55,0	55,0	54,7	61,2	55,7						
H13N4G9	H-1100-1150 ^o w.	R _r kG/mm ²						44	21					
		Q ₀₂ kG/mm ²						38	6,6					
		Q ₀₅ %						43	17					
4H14N14N2M	Wygrzewanie w temp. 1100-1200 ^o w. wodzie, hartowanie, chłodzenie w wodzie	R _r kG/mm ²						54,3	56,1	39,3	25,3			
		Q ₀₂ kG/mm ²						26	21	19	25			
		Q ₀₅ %						39	34	35	59			
H18N25S2	Wygrzewanie w temp. 1000 ^o , chłodzenie w wodzie	R _r kG/mm ²	65					55,3	55,8	36,1	20			
		Q ₀₂ kG/mm ²	30					18	16					
		Q ₀₅ %	30					29,4	19,7	22,8	28,7			
		C %	45					38,5	30,5	40,5	56,5			
H23N18	hartowany	R _r kG/mm ²	55					51	45,8	40,5	31,2	25,6	19,3	14,8
		Q ₀₂ kG/mm ²	35					35	32	21	17	19	15	23
		Q ₀₅ %	50					56	37	25	22	24	24	23
G18B	(po 300 godz.)	R _r kG/mm ²								28,3	21,9	14,8	10,1	
		Q ₀₂ kG/mm ²								15	9,7	5,7	5,3	
		Q ₀₅ kG/mm ²								19,4	15,4	10,1	6,3	
		Q ₁₀ kG/mm ²								25,3	15,1	12,4	9,9	
		R _r kG/mm ²												
		Q ₀₂ kG/mm ²												
		Q ₀₅ kG/mm ²												
		Q ₁₀ kG/mm ²												
Nimonic 80		R _r kG/mm ²	103,9	100,8	90,7	90,7	76,2	59,3	49,7					
		Q ₀₂ kG/mm ²	62,4	62,4	53,4	57,3	57,3	55,1	34,0					
		Q ₀₅ kG/mm ²	63,9	63,9	53,7	57,6	58,1	55,4	36,4					
		Q ₀₅ kG/mm ²	67,1	64,7	54,2	58,3	59,1	57,5	37,8					
		Q ₀₅ %	45	44	45	45	35	17	8					
		C %	35	41	43	42	39	13	10					
Vitalium	(po 50 godz.)	R _r kG/mm ²	71,2					60,5	62,7	55,7	41,7	29,2	23,7	
		Q ₀₂ kG/mm ²	57,8					52,3	50,2	43,2	34,4	23,0		
		Q ₀₅ %	8,2					1,2	2,0	3,8	6,8	19,3	27,0	
		C %	9,0					4,3	6,0	3,0	19,7	24,5	5,2	

СОДЕРЖАНИЕ

Дружба укрепленная общим трудом для победы мира между народами	121
R. LEWANDOWSKI: Некоторые замечания о международных планерных соревнованиях	122
Национальная выставка новых изобретений и прогресса в области техники в Вроцлаве	126
I. LANGE: Математический метод определения критических сечения деталей кузова	126
Производство — R. SZNEE: Роль технического контроля на авиационных заводах	133
За чертежной доской — W. PROSNACK: Вычисление аэродинамической характеристики пропеллера	136
Авиационный технический словарь	145
Технические новости	146
На книжных полках	150
Документальный обзор авиации	151
Конструкторские пособия — R. BERKOWSKI: Сорта стали применяемые в авиационных конструкциях	Обложки

CONTENT:

Friendship confirmed by work for peace	page 121
R. Lewandowski: Some remarks on the International Gliding Competition in Leszno — 1954	122
The National Exhibition of Invention and Technical Progress — Wrocław	126
J. Lange: Mathematics of airplane shape	126
Production — R. Sznee: The role of technical inspection in aero-workshops	133
At the Drawing Board — W. Prosnack: Calculation of propeller aerodynamic characteristics	136
Aeronautical Technical Glossary	145
Technical News	146
On Booksellers Shelves	150
Aviation Documentation Review	151
Designer's Data Sheets — R. Berkowski: Steels used in aircraft production, part III	on cover

TECHNIKA LOTNICZA

DWUMIESIĘCZNIK ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW LOTNICZYCH
(SEKCJA LOTNICZA SIMP)

ROK IX

WRZESIEŃ – PAŹDZIERNIK 1954 R.

ZESZYT 5 (29)

Przyjaźń umocniona pracą dla pokoju

Miesiąc Pogłębiania Przyjaźni Polsko-Radzieckiej, który trwać będzie od 12 września do 12 października, tj. w okresie pomiędzy rocznicą wyzwolenia prawobrzeżnej Warszawy, a rocznicą historycznej bitwy pod Lenino, obchodzimy w tym roku szczególnie uroczystości. Zbiega on się bowiem z obchodami X-lecia Polski Ludowej, stając się okazją do podsumowania ogromnej i wszechstronnej pomocy, jakiej udzielały nam w tym okresie narody radzieckie.

„Sukcesy naszego narodu w ciągu pierwszego dziesięciolecia Polski Ludowej — głosi Wezwanie Ogólnopolskiego Komitetu Frontu Narodowego do narodu polskiego z okazji X-lecia Polski Ludowej — zawdzięczamy w ogromnej mierze bezinteresownej, braterskiej pomocy Związku Radzieckiego. To stamtąd, ze Związku Radzieckiego, przyszły pierwsze wagony zboża dla ludności Pragi i Warszawy w latach 1944/45. Stamtąd, z Kraju Rad, nadeszły pierwsze maszyny, bez których nie uruchomilibyśmy naszego zniszczonego przemysłu. Stamtąd, z państwa socjalistycznego, przyszły i ciągle przychodzą urządzenia przemysłowe i pomoc techniczna, bez których nie potrafilibyśmy zrealizować ani trzyletniego planu odbudowy przemysłu, ani sześcioletniego planu budowy podstaw socjalizmu.

Toteż dzisiaj, sławiąc uroczystości nasze dziesięciolecie, sławimy zarazem przyjaźń polsko-radziecką, fundament naszych sukcesów”.

Dzisiaj, podsumowując dorobek dziesięciolecia naszej pracy w lotnictwie i dla lotnictwa polskiego, stwierdzić musimy, że to właśnie przyjaźń, przykład i pomoc Związku Radzieckiego stała się podstawą wspaniałego rozwoju i sukcesów naszego ludowego lotnictwa. Kroniki historii notują, że mamy na tym odcinku niemalże tradycje. Znane są fakty współpracy i przyjaźni pomiędzy polskimi i rosyjskimi naukowcami lotniczymi, pomiędzy polskimi i rosyjskimi lotnikami. Sięgają one jeszcze okresu narodzin lotnictwa, powstawania i rozwoju nauki lotniczej. W tym właśnie czasie polski uczony Stefan Drzewiecki — twórca teorii śmigła lotniczego — współpracuje z uczonym rosyjskim M. Żukowskim — jednym z czołowych twórców nauki o lotnictwie, którego Włodzimierz Lenin nazwał „ojcem rosyjskiego lotnictwa”. Współczesny Drzewieckiemu wybitny rosyjski aerodynamik Juriew (uczeń Żukowskiego) wysoko ocenił jego pracę, twierdząc, że teoria Drzewieckiego posłużyła za podstawę dla późniejszych teorii o budowie śmigła.

Przyjaźń polskich i rosyjskich rewolucjonistów, która zrodziła się i okrzepła we wspólnych walkach z carskim despotyzmem, a po zwycięstwie Rewolucji Październikowej odrzucona została przez polską burżuazję — ożyła w czasie II wojny światowej, w walce z faszyzmem hitlerowskim.

Dzięki pomocy ZSRR na ziemi radzieckiej powstają pierwsze jednostki odrodzonego lotnictwa polskiego. Młodzi polscy piloci rozpoczynają intensywne szkolenie pod kierownictwem doświadczonych instruktorów radzieckich, latając na doskonałym radzieckim sprzęcie lotniczym. Radzieccy instruktorzy nie tylko uczyli Polaków trudnej sztuki pilotażu na nowoczesnym sprzęcie, ale przekazywali im własne, wypróbowane w boju doświadczenia, dzieląc się po bratersku całym bogactwem swych lotniczych umiejętności.

Pod właściwym okiem doświadczonych instruktorów radzieckich szybko rosną kadry ludowego lotnictwa polskiego. Wkrótce młodzi polscy piloci przechodzą swój chrzest bojowy. I wtedy właśnie, w bezpośredniej walce, instruktorzy radzieccy ochraniali w boju swymi skrzydłami młodych polskich pilotów, udzielali im stałe wskazówek, przekazywali doświadczenia, uczyli jak bić skutecznie wroga.

Tacy instruktorzy radzieccy, jak Tałdykin, Anikin, Szafranski, Gaszyn, Bojew, Matwiejew, Kucenko, Herman, Popow

i Nikonow — wpisali się do historii ludowego lotnictwa jako ofiarni i nieustraszeni budowniczowie polskich skrzydeł. Razem z nimi właśnie nasze odrodzone lotnictwo przeszło swój chlubny szlak bojowy od Warszawy do Berlina.

„Odzyskawszy wolność i niepodległość dzięki Związkowi Radzieckiemu — stwierdza Wezwanie Ogólnopolskiego Komitetu Frontu Narodowego — Polska Ludowa wkroczyła zdecydowanie na drogę sojuszu z wielkim państwem socjalistycznym, z którym łączy nas wspólna idea budowy socjalizmu i dążenie do utrwalenia pokoju na świecie. Układ o przyjaźni i pomocy wzajemnej ze Związkiem Radzieckim jest dla Polski gwarancją rzeczywistej i skutecznej pomocy przeciwko ewentualnej agresji, a dla Związku Radzieckiego — zapewnieniem, że ziemia polska nigdy już nie będzie przez nikogo wykorzystywana jako baza wypadowa przeciwko państwu robotniczo-chłopskiemu”.

Pomoc i przykład lotnictwa radzieckiego skierowała na właściwe tory rozwój sportu lotniczego w odrodzonej Polsce. Odbudowa zniszczonych przez wojnę aeroklubów, szkolenie w nich młodych polskich pilotów sportowych, w oparciu o wzory radzieckie, sprawiło, że sport lotniczy w Polsce Ludowej stał się masowy.

Lotników sportowych naszego kraju łączy serdeczna przyjaźń ze sportowcami lotniczymi Kraju Rad, którą zacieśniają jeszcze bardziej w bezpośrednich spotkaniach. Mieliśmy tego dowody we wspólnych startach na zawodach modelarskich na Węgrzech w 1949 r. oraz w 1951 r. w Polsce; we wspólnych lotach i wymianie doświadczeń podczas obozu falowego w Jeżowie w 1951 r., na którym gośćmi naszymi byli radzieccy piloci szybowcowi Mariejewa i Simonow; wreszcie na MZS w Lesznie, gdzie nasi reprezentanci w sportowej walce zmierzili swe siły z najlepszymi szybownikami ZSRR.

Polscy studenci, technicy i inżynierowie rozszerzają zasób swej wiedzy przy pomocy radzieckiej literatury naukowo-technicznej; młodzież nasza studiuje w radzieckich wyższych uczelniach, przygotowując się do pracy w ciągle rozwijającym się przemyśle.

„W oparciu o przyjazną pomoc i doświadczenia Związku Radzieckiego — powiedział na II Zjeździe PZPR Marszałek Polski Konstanty Rokossowski — budowaliśmy i budujemy potężny przemysł. I już dzisiaj, w piątym roku realizacji planu sześcioletniego, możemy z dumą i radością stwierdzić, że dzięki ofiarności i zdolnościom polskiego robotnika, technika i inżyniera nasz przemysł opanował proces produkcji nowoczesnego sprzętu bojowego i dostarcza Wojsku Polskiemu niezbędnej ilości czołgów, nowoczesnych samolotów, różnego kalibru dział i innej broni”.

Przyjaźń polskich lotników z lotnikami Kraju Rad nieustannie rozwija się i umacnia. Nasze Wojska Lotnicze, w oparciu o doświadczenia radzieckie, rozrastają się w potężną siłę, jakiej nigdy dotąd nie mieliśmy, czujnie strzegąc powietrznych granic.

Dzisiaj, w X-lecie Polski Ludowej, z dumą patrzymy na nasze osiągnięcia, których źródłem jest przyjaźń, pomoc i przykład ZSRR. Przyjaźń ta, umocniona wspólną pracą dla pokoju, rozwija się i pogłębia nieustannie. Technicy i inżynierowie naszego młodego, prężnego przemysłu, zespoleni we Froncie Narodowym, w coraz większym niż dotychczas stopniu przyswajają sobie doświadczenia ZSRR, korzystają z bogatej technicznej literatury radzieckiej, stosują coraz śmielej i pewniej produkujące metody produkcji, rozwijają współzawodnictwo. Polska myśl techniczna, w oparciu o przyjaźń i doświadczenia radzieckich towarzyszy, rozwija się coraz lepiej i pełniej, służy twórczej pracy naszego narodu. Polska nauka i technika lotnicza kroczy ku coraz to nowym sukcesom.

Mgr inż. R. LEWANDOWSKI

Spostrzeżenia z Międzynarodowych Zawodów Szybowcowych w Lesznie — 1954 r.

629.135.15

Międzynarodowe Zawody Szybowcowe były wielkim wydarzeniem w świecie szybowcowym. Wprowadzając Czytelników w zagadnienia wyczynowych lotów szybowcowych, zamieszczamy jednocześnie szereg spostrzeżeń i uwag jakie zebrał przedstawiciel naszej Redakcji w czasie obserwacji przebiegu Zawodów. Fotografie wykonał B. Koszewski.

Zawody szybowcowe, które w czasie od 13 do 27 czerwca oglądaliśmy w Lesznie, były przeglądem zarówno ekstraklasy pilotów jak też i sprzętu 9 państw, odgrywających niepoślednią rolę w szybownictwie światowym. Liczba 36 szybowców na starcie, przebieg w powietrzu ok. 25 000 km, ustalenie 14 nowych rekordów państwowych i 2 wyczynów homologowanych — to poważne osiągnięcia, świadczące o rozmachu imprezy. Przebieg i wyniki Zawodów są teraz tematem licznych dyskusji, prowadzonych w szerokich kołach szybowników i tych wszystkich, których praca łączy się z rozwojem tego wspaniałego sportu lotniczego. Więzy przyjaźni i wymiana myśli, zapoczątkowane i świetnie rozwijające się podczas tych dwu tygodni braterskiego współzawodnictwa lotników wielu krajów Europy, są rękojmią dalszego pokojowego rozwoju współpracy młodzieży lotniczej i będą służyły dziełu postępu szybownictwa.

Międzynarodowe Zawody Szybowcowe mają również bogatą stronę techniczną i tym właśnie zagadnieniom pragniemy poświęcić trochę miejsca na naszych łamach. O sukcesie w zawodach decyduje układ: człowiek i sprzęt. Toteż przeprowadzenie analizy porównawczej samego sprzętu jest bardzo trudne, wymaga bowiem ocenienia i wyeliminowania udziału czynnika ludzkiego — pilota — w wykonaniu poszczególnych konkurencji zawodów. Przyjęty regulamin sportowy, przewidujący takie konkurencje jak przeloty po trójkącie 100 i 300 km, przeloty docelowe i docelowo-powrotne oraz punktujący przede wszystkim prędkość przelotu, stawiał bardzo poważne zadanie przed uczestnikami. Piloci musieli wykazać się wysokimi kwalifikacjami pilotażowymi, świetną znajomością warunków meteorologicznych i taktyki przeprowadzania poszczególnych konkurencji oraz umiejętnościami nawigacyjnymi. Samo wykonanie zadania dnia przy dość niesprzyjających warunkach atmosferycznych, jakie niestety panowały prawie przez cały czas trwania Zawodów, stanowiło już samo przez się duży wyczyn, punktowanie zaś prędkości dawało pierwszeństwo temu, kto najumiejętniej przeprowadził rozgrywkę lotu i do maksimum wyzyskał warunki termiczne, napotkane na trasie. Uzyskanie dużej prędkości przelotowej oznacza rezygnowanie ze słabych wznoszeń i zmusza do wyszukiwania i wykorzystywania „kominów” mocnych, wprowadzając tym samym zwiększenie ryzyka, z czym nierozłączny jest czynnik osobistej szczęścia czy też pecha, co można było zaobserwować podczas Zawodów. Trzeba tu jednak zaznaczyć, że czynnikiem decydującym jest stopień wyszkolenia oraz doświadczenie pilota, pozwalające mu na przyjmowanie prawidłowej decyzji. Ostateczna klasyfikacja i punktacja poszczególnych konkurencji wykazała, że „fuksy” nie miały miejsca i poszczególni piloci jak i całe ekipy narodowe wywalczyły swą kolejność w tabeli systematyczną pracą — listy wyników kolejnych dni nie zawierają zasadniczych przesunięć. O woli walki i wysokim kunszcie pilotów niech świadczy nie zaliczona konkurencja — trójkąt 300 km. Warunki meteorologiczne w dniu 19.VI nie były zbyt zachęcające, piloci mimo to postanowili wykonać zadanie. Szereg szybowców lądował przymusowo na trasie, po powrocie na start piloci poszli na przelot ponownie... Na 36 maszyn — po siedmiu godzinach lotu w niesprzyjających warunkach termicznych — dwie „Jaskółki” zadanie wykonały. Wojnar i Makula dowiedli bezsprzecznie swego mistrzostwa.

Świetny wynik trójki radzieckich pilotów, *Ilczenki, Jeliemienki i Wieretiennikowa* w przelocie docelowym — 305 km do Masłowa — to sukces będący wiernym odbiciem doskonałego poziomu wyszkolenia i bogatego doświadczenia, jakie cechuje szybownictwo Kraju Rad.

Szczegółowe wyniki sportowe Zawodów były wyczerpująco omówione na łamach naszej prasy sportowo-lotniczej i są znane naszym Czytelnikom, toteż nie zamierzamy tego tematu dalej rozwijać. Przejdziemy natomiast do strony tech-

nicznej. W Zawodach brało udział dziewięć różnych typów szybowców o dość rozbieżnych właściwościach technicznych, toteż warto się zastanowić nad tym, jak te szybowce zdały egzamin i jakimi zaletami względnie wadami się wykazywały.

Jakie są warunki pracy szybowca wyczynowego? Każdy lot wyczynowy składa się z dwóch zasadniczych stanów następujących po sobie i powtarzających się wielokrotnie w czasie przelotu. Stan pierwszy to *krążenie* w kominie w celu uzyskania wysokości; stan drugi — to *przeskok*, w czasie którego następuje zamiana wysokości na odległość. By w fazie krążenia szybowiec jak najwydatniej zyskiwał wysokość musi on mieć możliwość lotu na małej prędkości, przy której otrzymuje się mały promień krążenia. Rozkład prędkości wznoszenia w kominie jest taki, że w jego rdzeniu prędkości te są największe i zmniejszają się w miarę oddalania na zewnątrz, sama średnica komina bywa na ogół dość ograniczona (100 — 200 m). Mały promień krążenia jest więc podstawowym warunkiem ekonomicznego wyzyskania termiki. Obszerniejsze kominy odznaczają się dość małymi wznoszeniami i nie pozwalają na rozwijanie dużych prędkości przelotowych. Jest rzeczą oczywistą, że przy krążeniu opadanie własne szybowca winno być możliwie małe, nie pozwala to na zbyt wielkie przechylenie (nie opłaca się na ogół przechylać więcej niż do 40° — 50°), przy czym lot odbywa się na dużych c_x . Parametr konstrukcyjny określający minimalne opadanie to stosunek Q/b^2 tzw. *obciążenie rozpiętości*¹⁾. Ponieważ krążenie w miarę zmniejszania promienia musi odbywać się na kącie natarcia w obszarze od kąta ekonomicznego aż prawie do krytycznego, ważne jest aby współczynnik oporu na tych dużych kątach natarcia nie wzrastał nadmiernie i aby własności lotne szybowca w tych warunkach były zadowalające.

Stan drugi lotu — *przeskok* — wymaga dużej doskonałości na możliwie dużej prędkości po torze, co z jednej strony łączy się z dużym wydłużeniem skrzydła²⁾, a z drugiej — dużym obciążeniem powierzchni nośnej Q/S . Ponieważ najlepsza prędkość przeskoku³⁾ jest zawsze większa od prędkości optymalnej⁴⁾ (odpowiadającej największej doskonałości d) i wzrasta w miarę natrafiania na coraz silniejsze prądy wstępujące, jest istotne aby przebieg biegunowej prędkości w obszarze powyżej V_{opt} był możliwie płaski.

1) Jest to parametr przybliżony. Postać dokładna to $\left(\frac{Q}{b^2}\right)^{\frac{1}{2}} \frac{1}{\lambda}$ por. wzór

$$w_{min} = 1,754 \sqrt[4]{\left(\frac{a}{b^2}\right)^2 \frac{1}{\lambda} \frac{4c_{x0}}{e^2(\pi \cdot e)^3}} = 1,754 \sqrt[4]{\left(\frac{Q}{S}\right)^2 \frac{4c_{x0}}{e^2(\pi \cdot e)^3}}$$

To przybliżenie dla szybowców wyczynowych nie daje dużego błędu, gdyż we wzorze dokładnym $\frac{Q}{b^2}$ występuje w drugiej potęgce

a λ w pierwszej. Wyprowadzenie wzoru — patrz np. W. Nowakowski „Szybka metoda obliczania osiągnięć szybowców” — „Technika Lotnicza” nr 3/52 str. 76.

2) Zależność doskonałości d od wydłużenia λ określa wzór:

$$d = \frac{1}{2} \sqrt[4]{\frac{\pi \cdot \lambda \cdot e}{c_{x0}}}$$

Wyprowadzenie jak w przyp. 1.

3) Najlepsza prędkość przeskoku — prędkość lotu stosowana przy przelotach między kominami, przy której uzyskuje się największą prędkość przelotową (tj. prędkość, której odpowiada najkrótszy czas uzyskiwania wysokości w kominie i zamiany jej na określoną odległość). Bliższe dane: E. Makula, St. Skrzydlewski, St. Wielgus: „Przeloty szybowcowe” Wyd. Ligi Lotniczej 1953, str. 40 i dalsze).

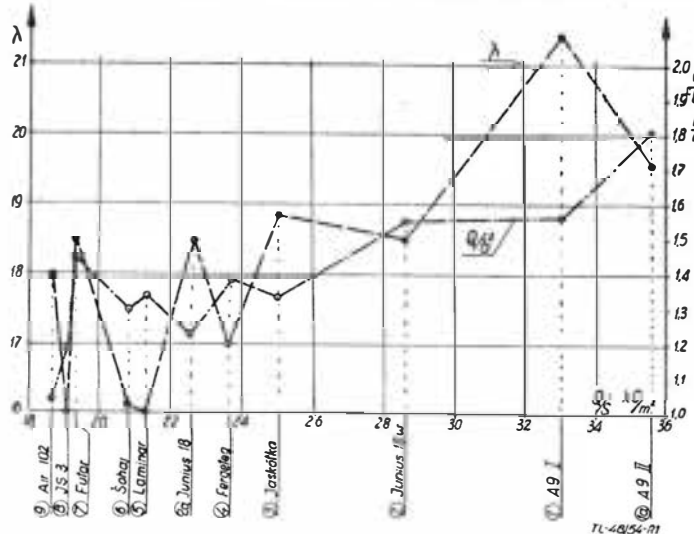
4) Prędkość optymalna V_{opt} jest określona wzorem

$$V_{opt} = \sqrt[4]{\left(\frac{Q}{S}\right)^2 \frac{4}{e^2 \pi \cdot \lambda \cdot e c_{x0}}}$$

Wyprowadzenie jak w przyp. 1.

Jeżeli chodzi o wpływ wiatru na prędkość średnią po trasie, to jest on czynnikiem wybitnie zwiększającym tę prędkość podczas przelotów jednokierunkowych, natomiast przy konkurencjach zamkniętych (trójkąty i dociele powrotne) wiatr zmniejsza średnią prędkość przelotową. Oczywiście w szczególnych warunkach, zwłaszcza przy trójkątach „dużych” (tj. 300 km) może się zdarzyć, że wiatr będzie „tylny” nawet na dwóch odcinkach a również można wyzyskiwać zmienność prędkości wiatru w ciągu dnia, co może przynieść pewne korzyści w prędkości przelotowej. W świetle powyższego czynnik wiatru jest zawsze uwzględniany przy układaniu zadania dnia.

Z przedstawionej krótkiej analizy zasadniczych stanów lotu wyczynowego jest widoczne, że wymagania konstrukcyjne dla uzyskania dobrego krążenia i dobrego przeskoku są sprzeczne; przy założeniu tej samej geometrii szybowca



Rys. 1. Porównanie parametrów konstrukcyjnych poszczególnych szybowców

stan pierwszy wymaga małego ciężaru w locie, stan drugi — możliwie dużego. Nie jest to jedyna sprzeczność, jaką konstruktor musi rozwikłać na drodze pewnego kompromisu. Wymagania wysokich osiągnięć kłóć się z zapewnieniem prawidłowych własności lotnych, niezbędnych dla zapewnienia bezpieczeństwa lotu oraz stworzenia takich warunków pracy w powietrzu, aby pilot nie absorbował zbyt wiele, odrywając go od zagadnień taktyki, obserwacji warunków meteorologicznych i nawigacji. Zapewnienie dostatecznej stateczności, zwrotności, dobrego zachowania się szybowca na dużych kątach natarcia oraz przy starcie i lądowaniu — zwłaszcza w przygodnym terenie, wszelkiego rodzaju urządzenia bezpieczeństwa i pomocnicze, jak hamulce aerodynamiczne, płozy, kółka, wyrzucane osłony kabiny itp., wszystko to wpływa na obniżenie osiągnięć. Konstruktor musi bowiem przewidzieć odpowiednio duże powierzchnie sterowe i ich kompensację aerodynamiczną, wszelkie zaś nieciągłości powierzchni zewnętrznych, szczeliny, wystające elementy sterownic, przyrządów pokładowych i urządzeń pomocniczych psują aerodynamiczną linię szybowca, zwiększając jego opór.

Na przykładzie szybowców, biorących udział w Zawodach, łatwo jest śledzić poszukiwania przez konstruktorów kompromisu pomiędzy wymaganiami krążenia i przeskoku, pomiędzy wymaganiami osiągnięć i własności lotnych.

Tabela I Zasadnicze parametry konstrukcyjne i osiągi

Nr	typ	Q/S	Q/b^2	λ	profil	d	w_{min}
1	A 9 I	33,0	1,57	21,4	R IIIA	33	0,8
1a	A 9 II	35,6	1,81	19,6	R IIIA	32	0,9
2	Junius 18 w	28,6	1,55	18,5	G ⁵ 549	27,9	0,9
2a	Junius 18	22,6	1,22	18,5	G ⁵ 549	27,9	0,75
3	Jaskółka	25,0	1,33	18,8	43012A	28	0,76
4	Fergeteg	23,7	1,39	17,0	23012	28	0,74
5	Laminar	21,3	1,34	16,0	lamin.	31	0,69
6	Soha	20,8	1,30	16,1	G ⁵ 549	27	0,72
7	Futar	19,3	1,44	18,5	G ⁵ 549	27	0,77
8	IS 3	19,1	1,19	16,0	23012	30	0,76
9	Air 102	18,7	1,04	18,0	G ⁵ 549/M12	30	0,58
		kg/m²	kg/m²				m/sek

Junius 18w oznacza nową wersję, szybowca, posiadającą zbiorniki wodne, zmienioną linię kadłuba, bez zastrzału statecznika poziomego i ze zmianami w wyposażeniu. Osiągi podano dla pełnego obciążenia.

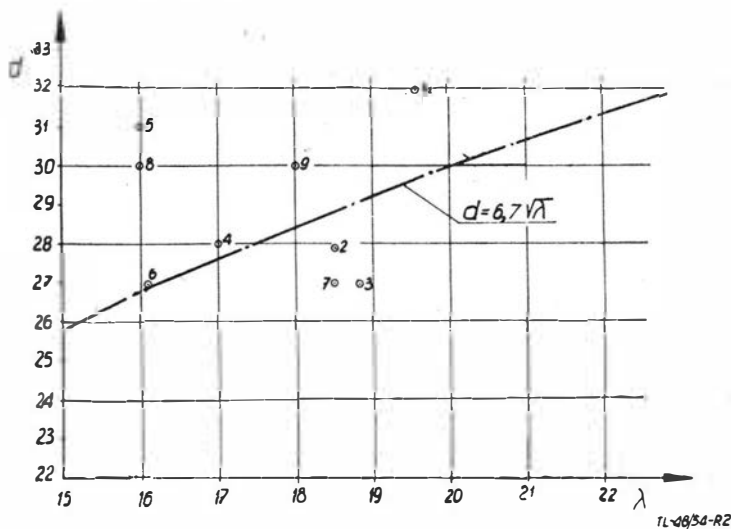
Tabela I zestawia zasadnicze parametry konstrukcyjne, a mianowicie Q/S , Q/b^2 , λ , profile skrzydeł oraz wartości doskonałości i minimalnego opadania.

Obciążenie jednostkowe powierzchni nośnej waha się od 18,7 do 36 kg/m². Obserwując wykres (rys. 1) można stwierdzić, że szybowce dadzą podzielić się z grubsza na trzy kategorie:

szybowce lekkie, Q/S do 20 (Air 102, IS 3, Futar),
szybowce średnie, Q/S od 20 do 26 (Soha, Laminar, Fergeteg, Jaskółka, Junius 18 stary),

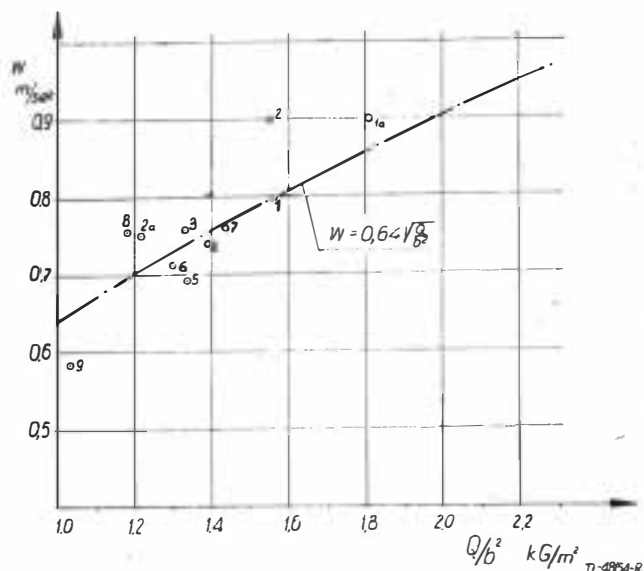
szybowce ciężkie, Q/S powyżej 28 (A 9, Junius 18 nowy).

Obserwując rozwój konstrukcji szybowców na przestrzeni szeregu lat widać stałą tendencję wzrostu obciążenia powierzchni, rozrzut jednak Q/S spotykany obecnie jest znaczny i na podstawie odbytych zawodów trudno wyciągnąć wniosek jednoznaczny o przewadze określonej grupy nad innymi. Prawdą jest natomiast to, że w miarę wzrostu kwalifikacji pilotów i opanowywania techniki przelotów, stopniowe zwiększanie obciążenia powierzchni jest dopuszczalne i przyczynia się do poprawiania wyczynów, zwłaszcza przy konkurencjach otwartych. I tak w konkurencji — przelot docelowo 305 km — najlepsze były ciężkie A 9 i Junius 18 (z wodą), ale także w pierwszej piątce znalazły się lekkie Air 102 i IS 3, tak samo Jaskółki spisały się świetnie. W małych trójkątach — 105 km i przelotach docelowo-powrotnych (2×77 i 2×91 km) — najlepsze były Jaskółki i Junius 18 (z wodą), dalej szły IS 3, Laminar, Air 102 i A 9.



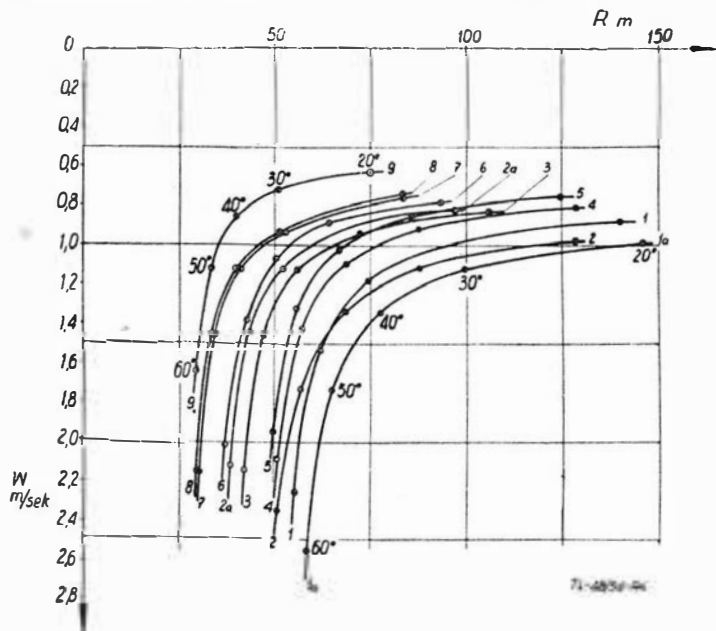
Rys. 2. Doskonałość d w funkcji wydłużenia λ . Linia oznacza przeciętną dla szybowców wyczynowych. (Numery — patrz Tabela I i rys. 1)

Wpływ parametrów konstrukcyjnych na osiągi jest uwidoczniiony na wykresach (rys. 2 i 3). Dla ścisłości należy zwrócić



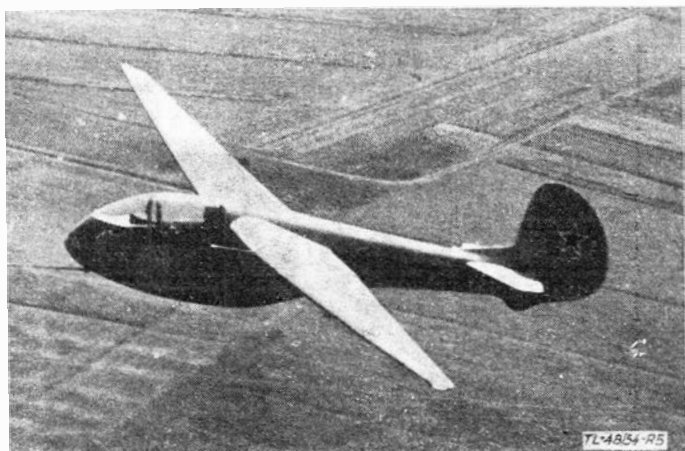
Rys. 3. Najmniejsza prędkość opadania w_{min} w funkcji obciążenia Q/b^2 . Linia oznacza średnią dla szybowców wyczynowych

uwagę na fakt, że dane dotyczące poszczególnych szybowców były brane z katalogów fabrycznych, dostępnych publikacji, bądź też uzyskiwane od poszczególnych ekip, przy czym nie zawsze dane osiągow opierają się na pomiarach w locie. Zresztą nawet wyniki pomiarów w locie nie zawsze są zbyt pewne, zależąc od użytej metody pomiarowej i skrupulatności dotrzymania prawidłowych warunków pomiaru, np. odnośnie przeprowadzenia pomiaru w spokojnym powietrzu. Poza tym osiągi zależą od aktualnego stanu powierzchni i wykończenia szybowca, przy czym niektóre egzemplarze były specjalnie przygotowane na Zawody. Ciężar w locie też zmienia się w pewnych granicach, ze względu na różnice w wyposażeniu, zmiany konstrukcyjne i różne ciężary pilotów. Dlatego też podane wartości liczbowe należy traktować jako dane orientacyjne, wiarygodność zaś poszczególnych danych może łatwo ocenić Czytelnik analizując wykresy (rys. 2 i 3).



Rys. 4. Najmniejszy promień krążenia R dla najmniejszej prędkości opadania w_{min} w funkcji przechylenia szybowca (kąt przechyłu od 20° do 60°)

Własności krążenia są uwidocznione na wykresie (rys. 4). Poszczególne krzywe obliczono i wykreślono przyjmując krążenie z różnymi przechyłami (od 20° do 60°) i wyznaczając promień krążenia R dla odpowiednich prędkości po torze. Analizując szybowce pod względem Q/S , wyróżniającymi się konstrukcjami są A 9 i Junius 18 (nowy). Szybowiec A 9, posiadający szereg rekordów (światowych i państwowych radzieckich), jest w swej koncepcji specjalnym szybowcem wyczy-



Rys. 5. Radziecki szybowiec wyczynowy A 9

nowym, przystosowanym do mocnych warunków ($Q/S = 33 - 36$). Wskutek niezbyt zdecydowanych warunków meteorologicznych, jakie występowały podczas Zawodów, nie mógł on wykazać w pełni swych zalet; pewien przedsmak może dać docel 305 km. A 9 zdaje jednak egzamin i w warunkach termicznie słabszych, kominy przy słabych wznoszeniach są

zwykle bardziej rozległe i wtedy A 9 utrzymuje się w powietrzu, krążąc niezbyt ciasno.

Junius 18 (nowy) jest natomiast zaopatrzony w zbiorniki wodne, wskutek czego obciążenie powierzchni może być zmieniane w granicach $23 - 29 \text{ kg/m}^2$ (ładunek wody, ok. 80 kg, może być w czasie lotu usunięty). Jest to skuteczny a konstrukcyjnie nieskomplikowany sposób zmiany Q/S w locie; główną wadą tego urządzenia jest to, że zmiana ta może być



Rys. 6. Węgierski szybowiec „Junius 18”

przeprowadzona tylko raz. Sposób ten był już stosowany kilkanaście lat temu, jednak wtedy nie przyjął się szerzej, co należy tłumaczyć ówczesnym niskim stanem techniki przelotów. Obecnie, kiedy prędkość przelotów liczy się i zwiększenie Q/S staje się sprawą palącą, zanosi się na to, że sposób ten znajdzie coraz więcej zwolenników. Z uwagi na umieszczenie dodatkowego obciążenia w skrzydłach obciążenie wodne jest korzystne pod względem wytrzymałościowym. Szybowiec staje się bardziej uniwersalny i może skutecznie konkurować z szybowcami o dużym względnie małym obciążeniu powierzchni, dopasowując się do aktualnych warunków atmosferycznych.

Troska o zmniejszenie do minimum oporów szkodliwych znalazła odbicie w mniejszym lub większym stopniu we wszystkich konstrukcjach. Przejawia się ona w przechodzeniu na profile o mniejszym sklepieniu, w starannym ukształtowaniu przedniej części kadłuba i osłony kabiny — czasem nawet kosztem zmniejszonej widoczności. W nowej wersji Juniusa 18 konstruktor zrezygnował z klap skrzydłowych, zmniejszył przez to opór szczelinowy; klapy skrzydłowe były zastosowane tylko na trzech typach i nie wydaje się, by dużo one pomagały pilotom, komplikacja i ciężar konstrukcji oraz zwiększenie oporu są zaś bezsporne.



Rys. 7. Szybowiec SZD — 8 bis „Jaskółka”

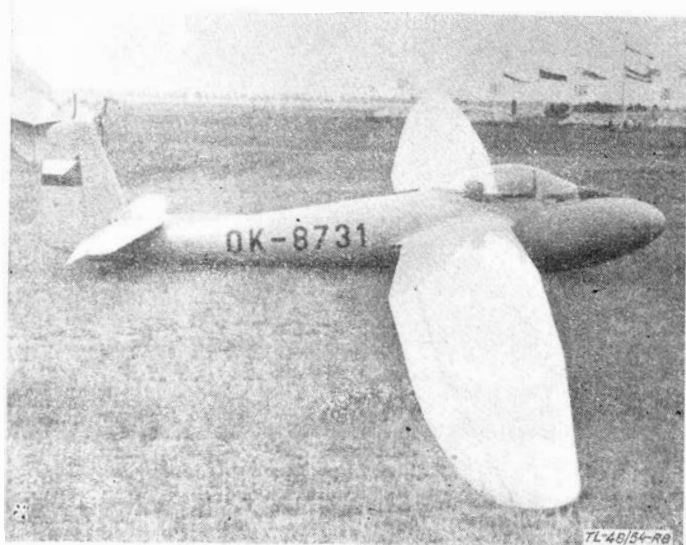
Dążność do zmniejszenia oporu jest bardzo widoczna w szybowcu A 9. Zastosowano bardzo krótki kadłub o silnie zwężającym się przekroju w części tylnej. Linia spodu kadłuba nie jest zepsuta obecnością płozy czy też kółka, wytrzymałość kadłuba zapewnia mocna belka kilowa, okuta z zewnątrz blachą. Szybowiec ląduje więc wprost na kadłubie, przy czym dla zabezpieczenia pilota fotel jest amortyzowany. Usterzenie, zwłaszcza poziome, jest bardzo małe, pokrycie kesonu skrzydeł, kadłuba i stateczników wykonane jest z grubej sklejki i starannie polakierowane tak, że otrzymuje się bardzo gładką powierzchnię. Na szybowcu nie ma żadnych zbędnych wystających elementów. Ze względu na opór szkodliwy krótki kadłub jest bardzo korzystny w krążeniu; wskutek prędkości katowej na ogonie i usterzeniu wytwarza się szkodliwy skośny opływ, efekt ten zmniejsza się w miarę skracania kadłuba.

Inną drogą poszedł konstruktor szybowca IS 3, gdzie kabina pilota jest zamknięta w wydłużonej opływowej gondoli, usterzenie zaś ogonowe jest umieszczone na końcu długiej rury, znitowanej z blachy duralowej. Samo przejście skrzydła i gondoli w rurę nie jest wprawdzie zbyt czysto ukształtowa-

ne, szybowiec jest jednak prototypem i został oblatany na krótko przed Zawodami, toteż konstruktor nie miał wiele czasu na wprowadzenie udoskonaleń.

Jeżeli chodzi o zaprojektowanie powierzchni sterowych to w szybowcach zagranicznych nie zauważa się większej tendencji do daleko idącego aerodynamicznego kompensowania sterów, do silnego zwiększania skuteczności lotek. Klapki wyważające są jednak powszechnie stosowane. Kabiny nie zawsze są wystarczająco obszerne, dodatkowo zaś wmontowane aparaty tlenowe ograniczają swobodę pilota.

W tym względzie bardzo korzystnie przedstawia się „Jaskółka” SZD 8 bis. Zajęcie pierwszego miejsca w punktacji zespołowej i indywidualnej wystarczająco świadczy o jej właściwościach aerodynamicznych. Kompromis pomiędzy wyma-



Rys. 8. Czechosłowacki szybowiec „Laminar“

ganiami krążenia i przeskoku został tu bardzo szczęśliwie przeprowadzony. Jednocześnie zwrócona została uwaga na uzyskanie doskonałej sterowności i zwrotności przy zachowaniu niedużych sił przy sterowaniu (wydajna kompensacja aerodynamiczna sterów), co jest bardzo przychylnie oceniane nie tylko przez naszych pilotów ale i przez Bułgarów i Anglików, którzy na „Jaskółce” brali udział w konkurencjach oraz przez innych pilotów zagranicznych, którzy mieli okazję na niej latać. Żeby być sprawiedliwym, należy jednak wytknąć pewien brak wykończenia i niedociągnięcia technologiczne. Jakkolwiek egzemplarze, biorące udział w Zawodach, są sprzętem seryjnym, to jednak „Jaskółka” zasługuje na włożenie większego wysiłku na stronę wykonawczą.

Jedynym szybowcem o profilu laminarnym, reprezentowanym na Zawodach, był czechosłowacki „Laminar” XLF-207. W ogólnej punktacji zajął on środkowe miejsce. Dla wyjaśnienia trzeba tu stwierdzić, że „Laminar” jest raczej studium a nie dojrzałym szybowcem wyczynowym. Jego parametry konstrukcyjne są umiarkowane, kadłub wraz z usterzeniem jest zapożyczony z „Luniaka”, stopień zaś gładkości powierzchni i dokładności utrzymania profilu na skrzydle, jakkolwiek wyróżniające się spośród pozostałych szybowców, pozostawiają jeszcze nieco do życzenia jak na profil laminarny. Zastosowano stosunkowo prostą technologię skrzydła, pokrycie jest wykonane z dwóch warstw sklejk, uformowanych na „kopycie” i sklejonych ze sobą. Lepsze wyniki osiąga się przez stosowanie konstrukcji warstwowej (sandwich). Z uwagi na kompromisowe wymagania szybowcowe sprawa doboru odpowiedniego profilu nie jest łatwa, trzeba uwzględnić wpływ liczby Reynoldsa, odpowiednio dobrać $C_{x\text{ opt}}$ oraz zapewnić możliwie dobre warunki pracy profilu na dużych kątach natarcia. Uzyskanie dobrego opływu wymaga dużego wysiłku warsztatowego oraz starannej obsługi i konserwacji przez

użytkownika. Z tych też względów wydaje się, że profile laminarne nie znajdują szerokiego zastosowania w szybowcach wyczynowych dla masowego użytku, natomiast mogą dać dobre wyniki w sprzecie przewidzianym na zawody i dla bicia rekordów. Jak dotychczas nie słyszy się o łatwych sukcesach skrzydeł laminarnych, wymagają one długich i dokładnych prób w locie; własności lotne takich szybowców — jak służyć — pozostawiają dużo do życzenia.

Francuski szybowiec Air 102, będący rozwojem powszechnie znanej Weihe, jest klasycznym układem znanym już od 15 lat i do tej pory dającym jeszcze dobre wyniki (Francuzi mają kilka rekordów światowych na tym szybowcu). Odnacza się on znakomitymi własnościami krążenia (patrz rys. 4) i przy niezbyt wielkich prędkościach przelotowych daje dobre wyniki. Przy silnych warunkach termicznych jest już za powolny.

Pozostałe szybowce „Fereteg” „Šohaj” i „Futar” są konstrukcjami raczej starszymi i dostatecznie znanymi, nie odegrały też w Zawodach większej roli.

Trudno w tym krótkim artykule omawiać szerzej zagadnienia konstrukcyjne, zresztą warunki Zawodów z natury rzeczy nie dają wiele okazji do zaglądania „do środka”. Powszechnie są stosowane sklejkowe konstrukcje skorupowe, metal jest stosowany na okucia, sterownice itp. Wyposażenie przyrządowe — bogate. Każdy szybowiec był wyposażony przynajmniej w dwa wariometry, zakrętomierz elektryczny; sztuczne horyzonty i wskaźniki kursu też nie należały do rzadkości, wszystkie szybowce zaś były zaopatrzone w aparaty tlenowe.

Na podstawie przebiegu Zawodów oraz zakładając tego rodzaju konkurencje i warunki meteorologiczne, można pokusić się o naszkicowanie założeń szybowca wyczynowego, który by podsumowywał uzyskane wnioski i doświadczenia. Rozpiętość takiego optymalnego szybowca winna wynosić 16—17 m, skrzydło o dość silnej zbieżności i profilu o małym C_{x0} stosunkowo dużym $C_{z\text{ ek}}$, małym $C_{m\text{ o}}$, o minimalnym zwichrze-



Rys. 9. Francuski szybowiec „Air 102“

niu, bez klap, wydłużenie rzędu 18 — 20. Kadłub o możliwie małej powierzchni zewnętrznej i płynnym kształcie, bez płoz, do startu i lądowania kółko chowane; wyważenie na 22 — 24% średniej cięciwy aerodynamicznej, co pozwoli na uzyskanie krótkiego kadłuba i niedużych powierzchni sterowych. Zbiorniki wodne o pojemności przynajmniej 100 l, co pozwoli na zmianę Q/S w granicach 22 do 32 kg/m^2 . Aby uzyskać możliwie lekką konstrukcję można ograniczyć się do współczynnika obciążenia dopuszczalnego przy wyrwaniu $m = 5$ i do prędkości dopuszczalnej 220 — 240 km/godz . Hamulce aerodynamiczne należy usunąć ze skrzydła i umieścić w tyle kadłuba; obiecujący tu być może spadochron wstążkowy.

W świetle powyższego, dużych korzyści można spodziewać się po układzie skrzydła latającego, które za cenę zmniejszonych wymagań w stosunku do własności pilotażowych, pozwoli uzyskać lepsze osiągi przy mniejszym ciężarze i rozpiętości (rzędu 14 — 15 m). Inne możliwości — to układ konwencjonalny jednakże z wahlowymi skrzydłami, o którym jest mowa w „Nowościach technicznych” niniejszego zeszytu naszego pisma.

Artykuł wpłynął dnia 20 lipca 1954 r.

Umacniamy sojusz polsko-radziecki — rękojmnię
niepodległości i rozkwitu naszej Ojczyzny



Krajowa Wystawa Wynalazczości i Postępu Technicznego we Wrocławiu

Uroczyste otwarcie w dniu 8 sierpnia br. Krajowa Wystawa Wynalazczości i Postępu Technicznego we Wrocławiu ma do spełnienia różnorodne zadania. Przede wszystkim ma ona pokazać dorobek z ostatnich lat i miesięcy naszego przemysłu i instytutów naukowo-badawczych, zwłaszcza w zakresie wprowadzania nowych metod wykonawczych i technologicznych, częstokroć nigdy u nas dotychczas nie stosowanych. Ma ona w poglądowy sposób przedstawić wkład szerokiej rzeszy racjonalizatorów, nowatorów i wynalazców, rekrutujących się spośród robotników, techników i inżynierów naszego przemysłu, do ogólnoludziwego dzieła — tworzenia postępu technicznego. Ma przekonać o wyższości planowanej gospodarki socjalistycznej w porównaniu do zacofanej spuścizny okresu międzywojennego. Ma ona ujawnić twórczą inicjatywę naszych kadr technicznych, będących obecnie współgospodarzami w zakładach współczesnych.

W celu wykazania powyższego zgromadzono na Wystawie około pięciu tysięcy eksponatów, które można by podzielić na dwie grupy: jedna — stanowiąca przegląd wyrobów przemysłowych, maszyn i urządzeń, których dotychczas w kraju nie produkowaliśmy, które chociaż często nie wyróżniają się niczym szczególnym od podobnych wytworów zagranicznych, stanowią jednak znaczne osiągnięcie naszego przemysłu; druga grupa — to wybór prac racjonalizatorskich pracowników przemysłu, które zostały wprowadzone w zakładach pracy i przyczyniły się do osiągnięcia poważnych wyników na polu walki o obniżenie kosztów własnych wytwarzania.



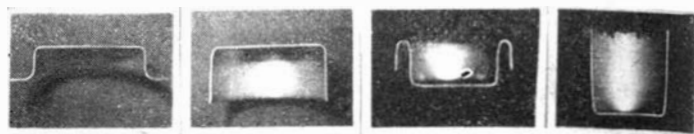
Szybowiec „Jaskółka” znany z licznych zwycięstw na Międzynarodowych Zawodach Szybownictwa w Lesznie

Wystawa mieści się w trzech punktach Wrocławia: główna część — na terenach wystawowych dawnej Wystawy Ziem Odzyskanych, pozostałe to: a) pokaz kolejowego taboru wykonywanego we Wrocławskim PAFA-WAGU oraz pokaz produkowanego w Polsce sprzętu samochodowego, zlokalizowane na placu Młodzieżowym w śródmieściu, b) pokaz eksponatów budownictwa przemysłowego w gmachu NOT. Na głównym terenie Wystawy eksponaty są zgromadzone według resortów w pawilonach lub koło nich.

Należy z ubolewaniem stwierdzić, że lotnictwo nie było właściwie w ogóle reprezentowane na Wystawie. W resorcie Ministerstwa Transportu Drogowego i Lotniczego znaleźliśmy jedynie następujące eksponaty. Przed pawilonem: szybowiec „Jaskółka”, konstrukcji Szybowcowego Zakładu Doświadczalnego w Bielsku. Na szybowcach tych, jak wiadomo, zwyciężyła w Międzynarodowych Zawodach Szybowcowych reprezentacja Polski bijąc szereg rekordów (przy szybowcu narażo-

nym na brutalne dowody ogromnego zainteresowania, brak jednak tej informacji, jak również brak w ogóle danych technicznych); wyciągarkę „Żubr” i ściągarkę „Ryś” (brak szczegółowych informacji, do czego służą te urządzenia, powodował wśród zwiedzających wiele domysłów, na przykład, że sprzęt ten służy do wyciągania z rowów taboru samochodowego lub t. p.).

W pawilonie zaś jedno (jedyne!) usprawnienie dokonane przez ob. S. Grochała z Zakładów Remontowych Lotniczego Sprzętu Transportowego: odkurzacz na sprężone powietrze,



Wytłoczka wykonana drogą ciągu przemiłanego

wykorzystujący powietrze sprężone do 6 atm, które doprowadzone do dyszy, porywa kurz, a nawet drobne elementy (do 200 G). Ponadto w Pawilonie Ministerstwa Transportu Drogowego i Lotniczego ujrzyeliśmy planszę, która nas lotników bardzo razi niefortunnym rysunkiem samolotu opylającego (podobna plansza umieszczona w pawilonie Ministerstwa Leśnictwa nie budzi żadnych zastrzeżeń). Tyle o ogromnej akcji opylania lasów, przeprowadzanej przez nasze lotnictwo komunikacyjne. Ponadto nie znaleźliśmy nic.

Żałujemy, że nie zostały pokazane żadne nadające się do pokazania osiągnięcia Instytutu Lotnictwa, nie został właści-



Ostrzarka termoelektrolityczna

wie zobrazowany wkład Szybowcowego Zakładu Doświadczalnego w Bielsku, nie ujrzyeliśmy osiągnięć racjonalizatorskich pracowników W. S. K., „PLL Lot”, Wojsk Lotniczych, Aeroklubów i Warsztatów LPZ, pracowników, których codzienny

trud tworzy, rozbudowuje i umacnia nasze odrodzone ludowe lotnictwo.

W wyniku tego stanu rzeczy reportaż z Wystawy ograniczamy jedynie do przeglądu osiągnięć innych przemysłów i do zasygnalizowania tych nowości z dziedziny metod technologicznych, urządzeń warsztatowych i materiałów konstrukcyjnych, których przeszczepienie na teren lotnictwa może spowodować obniżkę kosztów własnych lub ulepszenie produkcji.

Z postępowych metod technologicznych zasługują na uwagę:

formowanie skorupowe, dające możliwość uzyskania zdrowych, ścisłych odlewów o dużej dokładności, to jest wąskich tolerancji i bardzo dobrej gładkości ścianek. Formy stosowane przy tej metodzie są znacznie lżejsze od form piaskowych, co daje duże oszczędności przy transporcie i polepsza wykorzystanie miejsca w magazynie form. Ponadto formy skorupowe można przez czas dłuższy przechowywać bez obawy ich zniekształcenia. Formowanie skorupowe wystawiono w pawilonie Ministerstwa Przemysłu Maszynowego (Instytut Odlewnictwa) oraz w pawilonie Ministerstwa Przemysłu Drobного i Rzemiosła. Pragniemy zwrócić uwagę, że o wielkich zaletach i możliwościach tej metody „Technika Lotnicza” sygnalizowała już w roku 1952 (zest. 6/52). Przy opanowywaniu metody skorupowego formowania zastosowano szereg pomysłów racjonalizatorskich, głównie zmierzających do wyeliminowania trudno dostępnego na razie oleju silikonowego.

Nowoczesne metody obróbki plastycznej, jak np. ciągi przewijane. Jednym z pionierów w tej dziedzinie jest Instytut Obróbki Plastycznej w Poznaniu.

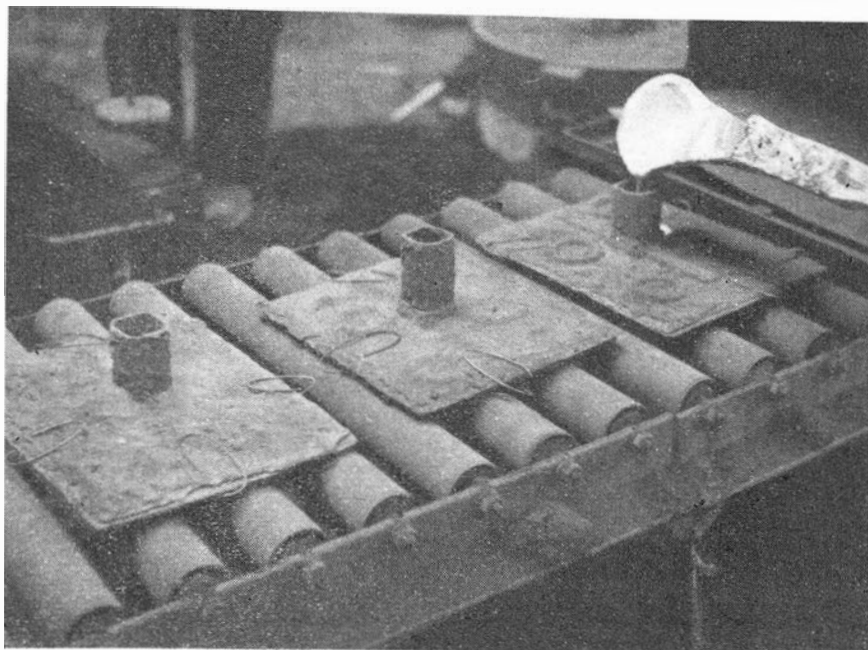
Klejenie stopów aluminiowych z drewnem i stopów aluminiowych ze sobą — nad odpowiednimi klejami pracuje Instytut Tworzyw Sztucznych.

Technologów naszych zainteresują:

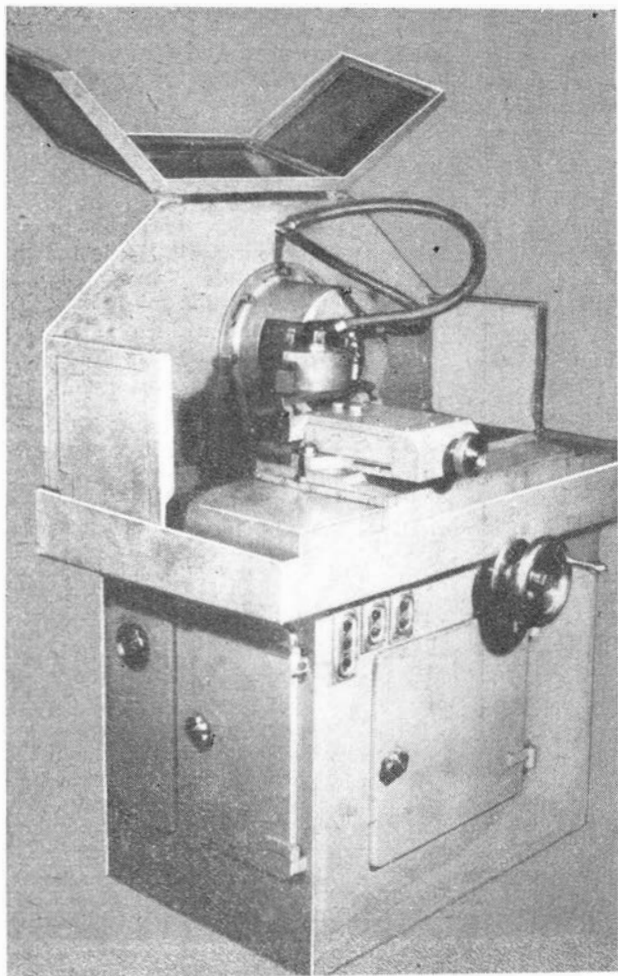
Wysokowydajna ostrzarka do narzędzi opracowana przez grupę pracowników Instytutu Obrabierek i Obróbki Skrawaniem. Ostrzarka ta: 1) zwiększa wydajność szlifowania około 30-krotnie, 2) zmniejsza zużycie ściernic około 10-krotnie, 3) pozwala uzyskać ostrza o wysokiej jakości i dokładności kształtu. Ostrzarka jest prosta w obsłudze i posiada wygodny sposób ustawienia żądanych kątów ostrzy narzędzia.

Drażarka elektroiskrowa wykonana przez inż. T. Kujawskiego, przystosowana do otworów o średnicach do około 1 mm. Przyrząd niezbędny w każdym precyzyjnym warsztacie.

Ostrzarka termoelektrolityczna opracowana przez Instytut



Odewanie w formach skorupowych



Wysokowydajna ostrzarka do narzędzi



Drażarka elektroiskrowa

Obrabiarek i Obróbki Skrawaniem wykonana przez FUM Pabianice.

Piła termoelektrolityczna wystawiona przez Instytut Metaloznawstwa i Aparatury Naukowo-Laboratoryjnej przyspieszająca znacznie czas cięcia materiałów o dużej twardości.

Aparaty do metalizacji natryskowej tegoż Instytutu w dwóch wariantach (topienie drutu płomieniem acetylenowo-tlenowym oraz łukiem elektrycznym).

Cichobieżny automat do obróbki skrawaniem wystawiony przez Ministerstwo Przemysłu Drobego i Rzemiosła, posiadający szereg samoczynnych zabezpieczeń powodujących zatrzymanie automatu w razie jego rozregulowania się. W automacie tym zastosowano szereg polskich patentów.

Defektoskop ultradźwiękowy Instytutu Metalurgii dostosowany do badania spoin.

Ściernice do obróbki powierzchni kształtowych wystawione przez Fabrykę Tarcz Ściernych w Grodzisku. Bogaty asortyment tych tarcz pozwoli na znaczne usprawnienie skomplikowanych robót wzorcarskich i precyzyjnych.

Elektroda do spawania aluminium — wystawca Instytut Spawalnictwa Gliwice.

Mgr inż. JANUSZ LANGE

Klej poliwinylformalowy wyprodukowany przez Instytut Tworzyw Sztucznych. Klej ten zastosowano do mocowania okładzin hamulcowych motocykla SHL. Gdyby okazał się przydatny do hamulców lotniczych dałoby to możność obniżenia grubości okładzin, uproszczyłoby znacznie technologię wykonywania szcęk i otrzymano by konstrukcję znacznie lżejszą.

Z nowych tworzyw zasługuje na specjalną uwagę naszych konstruktorów **spieniony polichlorek winylu**, materiał trzykrotnie lżejszy od korka o dobrych własnościach izolacyjnych — produkt otrzymany przez Instytut Tworzyw Sztucznych w Warszawie. Może on znaleźć zastosowanie jako bardzo lekki materiał na izolacje cieplne i akustyczne.

W tym z konieczności krótkim reportażu niesposób poruszyć wszystkich nas interesujących zagadnień. Dzięki zbiorowym wycieczkom wystawę niewątpliwie zwiedziła większość naszego aktywu technicznego, który wyciągnął z niej właściwe konkretne wnioski. Owocem Wystawy będzie niewątpliwie przyspieszenie tempa wprowadzania nowej techniki, będzie dalszy rozwój ruchu racjonalizatorskiego dla dobra naszej Ludowej Ojczyzny.

629.13.012.213:51

Matematyka ujmowania obrysów samolotu

Autor podaje podstawy teoretyczne ujmowania obrysów krzywymi drugiego stopnia, opisując następnie metodę uproszczoną obliczeń i praktyczny sposób oparty na gotowych tabelach. Metoda opisana poniżej podana została w artykule R. Morrisona, pt. „Conics as applied to mathematical lofting” (Krzywe stożkowe w zastosowaniu do matematycznego ustalania obrysów), zamieszczonym w numerze „Aircraft Engineering” z lutego 1948 r. Metoda ta, jak Autor stwierdza, stosowana jest z dobrym wynikiem od dwu lat w kilku zakładach lotniczych.

W początkowym okresie rozwoju lotnictwa problem projektowania obrysów różnych części samolotu rozwiązywany był przy pomocy giętkiej listewki, krzywika i „artystycznego oka” konstruktora. Odnosnie ówczesnych samolotów — stosunkowo niewielkich, o słabych osiągnięciach i niebogatym osprzęcie, budowanych najczęściej pod osobistym nadzorem konstruktora, sposób ten był zresztą zupełnie zadowalający.

Zupełnie inaczej sprawa przedstawia się obecnie:

1) Projektowanie dużych samolotów wymaga rysowania ich obrysów w pewnej skali. Jeśli oberzemy małą skalę, otrzy-

ności i uzyskania — przy wyłącznym użyciu metod wykreślnych — dobrej dokładności. Wymienimy tu wykreślanie profili „skróconych”, tj. wykonywanie ich przy użyciu dużej skali poprzecznej (nawet 1:1 lub więcej), a małej — podłużnej. Mimo wszystko wiele zależy tu od zdolności rysowniczych i sumienności kreślarza.

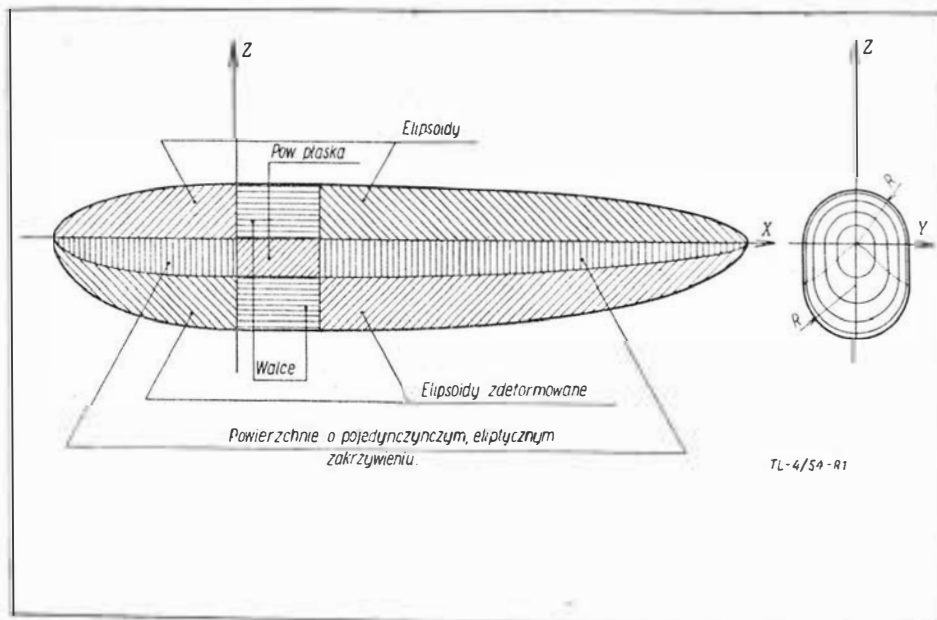
2) W nowoczesnych samolotach, od których żądamy dużych osiągnięć, nie tylko rzędne profili, ale również nachylenia ich stycznych oraz ich krzywizna, powinny się zmieniać w sposób ciągły.

3) Przy bogatym osprzęcie nowoczesnego samolotu stale zachodzi potrzeba liczbowego ustalania pewnych danych, jak np. długości prętów biegnących od podstawy danej części osprzętu do pewnego punktu ożebrowania skorupy. Ustalanie takich wymiarów przez branie ich ze skali lub z mapki nie powinno mieć miejsca.

Powyższe rozważania uzasadniają celowość ustalania obrysów i przekrojów różnych części samolotu, jak kadłub, skrzydła, usterzenie, gondole silnikowe, wszelkie owiewki itp. w sposób systematyczny. Poza kołem, stanowiącym oczywiście przypadek szczególnie prosty, użycie krzywych drugiego stopnia (tzw. „krzywych stożkowych”), tj. elipsy, paraboli i hiperboli, zaspokoje zupełnie nasze wymagania i pozwoli rozwiązać każde zagadnienie.

Stwierdziwszy samą celowość analitycznego ujmowania obrysów, musimy opracować taką metodę, która nie obciążałaby zbyt długimi i skomplikowanymi obliczeniami wyższego personelu technicznego, lecz dawała możność przerzucenia większej

części pracy jednocześnie na znaczniejszą liczbę pracowników biurowych technicznie niewykwalifikowanych, zapewniając przy tym oczywiście całkowitą pewność i dokładność wyników. Osiągniemy to przez zastosowanie arkuszy obliczeniowych, wskazujących ściśle, jakie operacje obliczeniowe mają być kolejno wykonywane. Same obliczenia, które nie będą wychodzić poza proste działania arytmetyczne, dla uzyskania szybkości i dokładności winny być dokonywane na maszynach do liczenia.



Rys. 1. Obrys kadłuba ujęty analitycznie

mamy niewielki rysunek i najdrobniejsze błędy wykresu będą się wielokrotnie zwiększać przy przeliczeniu na skalę 1:1. Jeśli oberzemy skalę stosunkowo dużą, będzie nam o wiele trudniej stwierdzić na oko, czy wytrasowane linie posiadają dobrą „płynność”, a poza tym znane zjawisko, „ściągnięcia się” papieru na skutek jego wysychania daje się wyraźnie odczuć, tak że często w krótkim czasie po wykonaniu rysunku dać nam on może fałszywe wskazania. Konstruktorzy oczywiście używają różnych sposobów dla przezwyciężenia tych trud-

W artykule niniejszym przedstawiono metodę tę w możliwym skrócie, pomijając wyprowadzenia wzorów a natomiast wysuwając na plan pierwszy konkretny przykład obliczeniowy. Arkusze obliczeniowe są wzorowane na tablicach oryginalnych, są one jednak rozszerzone, uzupełnione i uporządkowane.

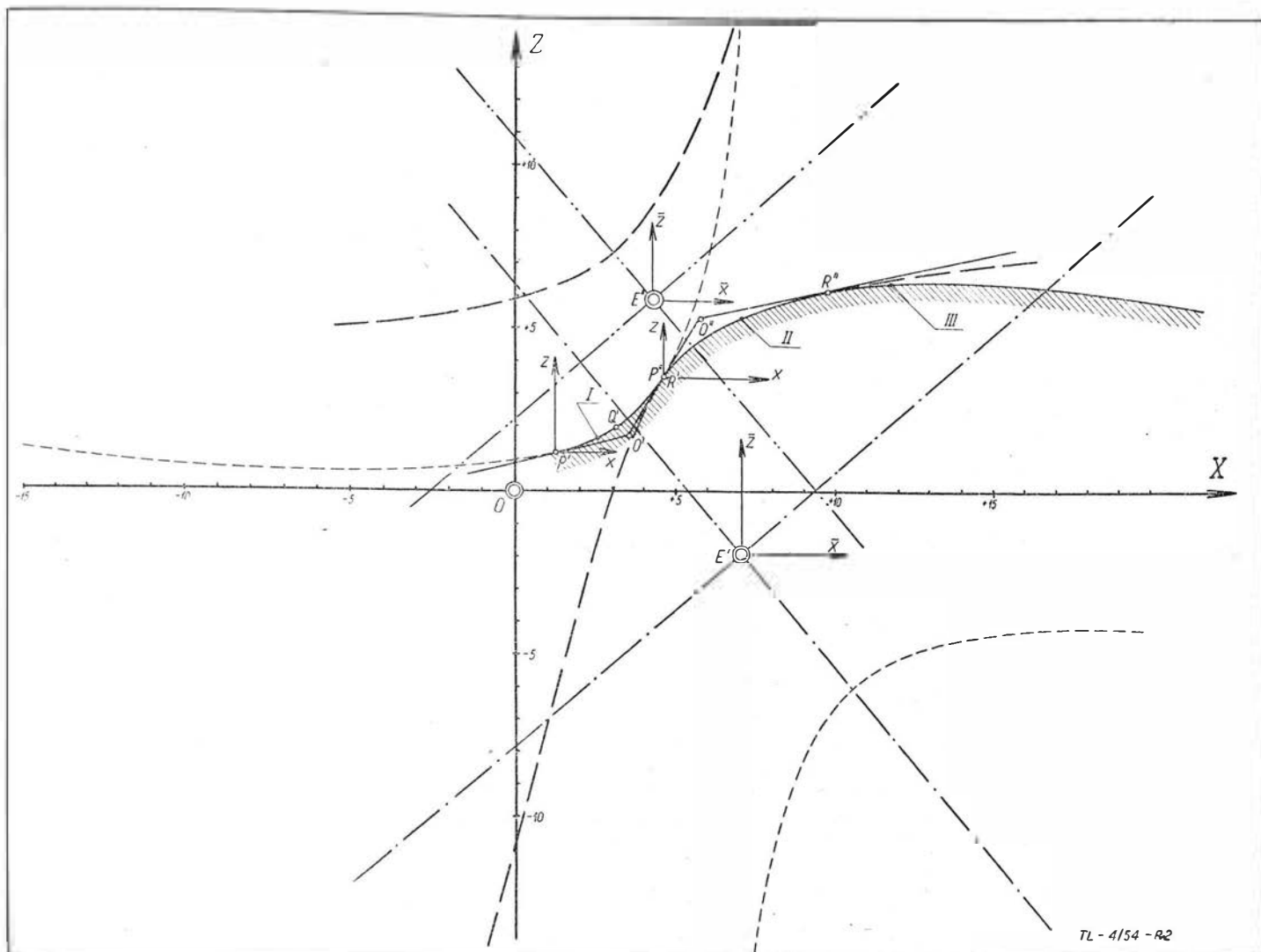
Podstawy teoretyczne metody

Najprostszym przykładem analitycznego ujęcia kształtu elementu samolotu będzie kadłub przedstawiony na rys. 1.

krzywa nasza omijała jakiś element konstrukcji lub wyposażenia samolotu i to właśnie określa nam położenie punktu Q' .

b) Krzywa II ($P'' R''$):

1. ma biegnąć między punktami końcowymi P'' i R'' o znanych współrzędnych,
2. w punkcie P'' ma mieć wspólną styczną z krzywą I (prosta $O'O''$), a w punkcie R'' — wspólną styczną z prawoprzyległą krzywą III. Styczne do krzywej II przecinają się w punkcie O'' o znanych współrzędnych,
3. bieg krzywej tej można uwarunkować tak jak krzywej I



Rys. 2. Dwie przykładowe krzywe

Tego rodzaju układy, w których osie główne krzywych utożsamiają się z osiami odniesienia samolotu OX , OY , OZ , względnie są do nich równoległe, będą tylko szczególnym, wyjątkowo prostym przypadkiem bardziej ogólnego problemu.

Taki ogólniejszy problem przedstawia rys. 2, gdzie mamy ująć analitycznie zaprojektowany w przybliżeniu odcinek $P'R''$ krzywej. Ponieważ umówiliśmy się, że operować będziemy wyłącznie przy pomocy krzywych drugiego stopnia, a te krzywe nie posiadają punktów przegięcia, musimy zatem rozdzielić rozpatrywany odcinek $P'R''$ na dwa odcinki $P'R$ (krzywa I) i $P''R''$ (krzywa II) i rozpatrywać każdą z tych krzywych osobno (punkt R' pierwszej krzywej jest identyczny z punktem P'' drugiej krzywej).

Krzywe te mają spełniać następujące warunki:

a) Krzywa I ($P'Q'R'$):

1. ma biegnąć między punktami końcowymi P' i R' o znanych współrzędnych,
2. w punktach tych ma być styczna do prostych $P'O'$, względnie $O'R'$, przecinających się w punkcie O' o znanych współrzędnych,
3. ma przebiegać przez punkt pośredni Q' , który dalej będziemy nazywać „punktem grzbietowym”; współrzędne tego punktu są również znane. Najczęściej zależy bowiem, aby

wymaganiem, by przechodziła ona przez jakiś punkt grzbietowy (leżący, o ile to możliwe, w pobliżu połowy jej długości), w danym jednak przykładzie zamiast tego warunku postawimy wymaganie, by krzywa II posiadała z krzywą I styczność drugiego rzędu, to znaczy, by drugie pochodne krzywych I i II w tym punkcie miały równe wartości bezwzględne (ciągłość krzywizny).

Równanie drugiego stopnia można przedstawić w następującej ogólnej postaci:

$$Ax^2 + By^2 + 2Hxy + 2Gx + 2Fy + C = 0$$

Jeśli w lewym punkcie końcowym rozpatrywanej krzywej (np. punkt P' krzywej I) umieścimy początek układu współrzędnych o osiach Px , Pz , skierowanych równoległe do osi odniesienia OX , OZ samolotu, to ogólna postać równania krzywej będzie:

$$Ax^2 + By^2 + 2Hxy + 2Gx + 2Fy = 0$$

Zauważmy, że równanie to zawiera 5 nieznanymi współczynników, do wyznaczenia których potrzeba nam będzie 5 znanych parametrów. Parametrami tymi będą właśnie: 1) i 2) współrzędne punktów końcowych, 3) i 4) nachylenia stycznych w punktach końcowych i 5) alternatywnie albo współrzędne punktu grzbietowego, albo druga pochodna jednego z punktów końcowych.

Tabela Nr 1									
Odcięte					Rzędne				
X_p	4,63	—			Z_p	3,62	—		
X_0	5,78	$X_0 + 4,15$			Z_0	5,34	$Z_0 + 1,82$		
X_a	9,75	$X_a + 5,42$			Z_a	6,42	$Z_a + 2,80$		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		
X_a	9,75	X_a			Z_a	6,42	Z_a		

Arkusz obliczeniowy Nr 3B		Współczynniki				Uwagi.																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																															
Obliczenie odciętych wg rzędnych oraz nachyleń stycznych dla krzywych 2-go stopnia		X_p	+ 1,25	(1)	A	+ 0,1841	(6)																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																														
		Z_p	+ 1,22	(2)	B	+ 0,9166	(7)																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																														
		u	+ 0,142124	(3)	e'	- 3,1423	(8)																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																														
		$f/2$	- 1,6979	(4)	f'	- 1,1112	(9)																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																														
		H	+ 0,6300	(5)																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																	
																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																					</

Odnosi się
do rys.
Nr.

TL-4/54-R7

Rys. 7. Arkusz obliczeniowy nr 3B. Obliczenie odciętych i nachyleń dla krzywej I z rys. 2

Arkusz obliczeniowy Nr 4		Współczynniki				Uwagi.		
Obliczenie współrzędnych wg nachyleń stycznych dla krzywych 2-go stopnia		X_p	+ 1,25	(1)	S	- 3,3958	(6)	* (18) ma ten sam znak co (14) jeśli „z” jest jednowartościową funkcją „x”. Jeśli „z” jest dwuwartościową funkcją „x” to dla odcinków krzywej biegnących z lewa w prawo (18) ma ten sam znak co (14), ale dla odcinków biegnących z prawa w lewo (18) ma znak przeciwny niż (14) (przez „bieg” krzywej rozumiemy jej wznoszenie się).
		Z_p	+ 1,22	(2)	u	- 0,142124	(7)	
		B	- 0,0695	(3)	f	+ 2,5195	(8)	
		H	+ 0,6300	(4)	e	+ 5,7710	(9)	
		F	- 3,8542	(5)				
m	(10) Operacja	$m_x = +0,633$						
	(11)	$2 \times (3) \times (10)$	- 0,088					
	(12)	$2 \times (4)$	+ 1,260					
	(13)	$(11) + (12)$	+ 1,172					
	(14)	$(6) \times (7) \times (13)$	- 0,412					
	(15)	$(14)^2$	+ 0,1699					
		(7)	+ 0,1421					
	(16)	$(15) - (7)$	+ 0,0278					
	(17)	$(8) : (16)$	+ 15,1					
*	(18)	$(17)^{1/2}$	- 3,891					
		(9)	+ 5,771					
x	(19)	$(9) + (18)$	+ 1,88					
		(1)	+ 1,25					
X		$(1) + (19)$	+ 3,13					
	(20)	$(4) \times (19)$	+ 1,182					
		(5)	- 3,8542					
	(21)	$(5) + (20)$	- 2,6722					
	(22)	$\frac{1}{2} \times (6) \times (10)$	- 2,7250					
	(23)	$(22) - (21)$	- 0,0528					
z	(24)	$(23) : (3)$	+ 0,76					
		(2)	+ 1,22					
Z		$(2) + (24)$	+ 1,98					

Rys. 8. Arkusz obliczeniowy Nr 4. Obliczenie współrzędnych wg nachyleń stycznych dla krzywej I z rys. 2

3) Nachylenie „m” stycznej do krzywej w punkcie o znanej odciętej „x” określa wzór:

$$m = \frac{dZ}{dx} = \frac{\pm \frac{su x}{2} - H}{2(u x^2 + t)^{\frac{1}{2}}}$$

4) Nachylenie „m” stycznej do krzywej w punkcie o znanej rzędnej „z” określa wzór:

$$m = \frac{dZ}{dx} = \frac{B}{\pm \frac{su z}{2} - H} \cdot 2(u z^2 + t)^{\frac{1}{2}}$$

5) Odcięta „X” punktu, w którym nachylenie „m” do osi odciętych stycznej jest nam znane, daje wzór:

$$X = e \pm \left[\frac{t}{\left[\frac{su}{2(Bm + H)} \right]^2 - u} \right]^{\frac{1}{2}}$$

6) Rzędna „Z” punktu, w którym nachylenie „m” do osi odciętych stycznej jest nam znane, daje wzór:

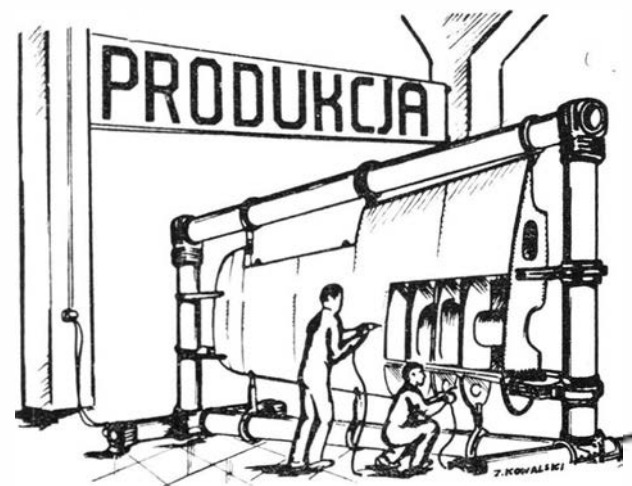
$$Z = \frac{\left[\frac{su}{2(Bm + H)} \right] \frac{s}{2} x - (Hx + F)}{B}$$

7) Drugą pochodną „q” w punkcie o znanej odciętej „x” daje wzór:

$$q = \frac{sut}{2B(u x^2 + t)^{\frac{3}{2}}}$$

Praktyczne zastosowanie metody

W praktyce pracownicy technicznie niewykwalifikowani nie mają zupełnie do czynienia z wyżej wypisanymi wzorami. Otrzymują oni natomiast tzw. „arkusze obliczeniowe” z wpisanymi w odpowiednim miejscu współrzędnymi punktów P, Q, R i O, i przeprowadzają mechanicznie wskazane operacje obliczeniowe.



Najbardziej charakterystyczną cechą konstrukcji lotniczych jest dążenie do zmniejszenia do minimum ciężaru własnego przy zachowaniu niezawodności działania sprzętu. Dążenie to wyraża się w specjalnych rozwiązaniach konstrukcyjnych elementów (konstrukcja skorupowa, sandwich z wypełniaczem itp.), w dokładności obliczeń itp., ale ostatecznym wyrazem tego dążenia jest to, że każdy element ma tak dobrane wymiary, aby zabezpieczyły żądany współczynnik bezpieczeństwa, jednak bez lub z minimalną nadwyżką. Dotrzymanie tego warunku możliwe jest jedynie w przypadku wykonania konstrukcji zgodnie z założeniami konstruktora

Objaśnienie zawartości arkuszy obliczeniowych.

Arkusz obl. Nr 1 (rys. 3) podaje w skróceniu procedurę obliczeń.

Arkusz obl. 2A (rys. 4) służy do obliczenia wszystkich, zarówno zasadniczych jak i pomocniczych współczynników. Jest on podzielony na 4 tabele.

W tabeli 1 wpisujemy wartości współrzędnych założonych punktów w układach OX, OZ oraz Px, Pz.

W tabeli 2 obliczamy współczynniki s, K, u oraz H, które będą potrzebne zarówno do wyznaczania rzędnych na podstawie znanych odciętych jak i odwrotnie.

W tabeli 3 obliczamy współczynniki B, t, F oraz e, które będą potrzebne dla wyznaczania rzędnych przynależnych do założonych odciętych (wzór 1).

W tabeli 4 obliczamy współczynniki A, t', G oraz e', które będą potrzebne przy wyznaczaniu odciętych wg założonych rzędnych (wzór 2).

Arkusz obl. Nr 2B (rys. 5) jest podobny do arkusza obliczeniowego Nr 2A z tym, że używać go należy w przypadku, gdy chcemy zachować warunek ciągłości krzywizny z lewo-przyległą krzywą. Różnica między dwoma arkuszami polega na odmiennym obliczaniu współczynnika „K” (patrz objaśnienia do wzorów 1 i 2).

Arkusz obl. Nr 3A (rys. 6) służy do obliczania rzędnych poszczególnych punktów, których odcięte założyliśmy, do obliczania nachyleń stycznych oraz do obliczania drugich pochodnych w tych punktach.

Arkusz obl. Nr 3B (rys. 7) służy podobnie do obliczania odciętych wg znanych rzędnych oraz do obliczania nachyleń (tak jak poprzednio — w stosunku do osi OX) stycznych w tych punktach.

Arkusz obl. Nr 4 (rys. 8) służy do obliczania współrzędnych punktów, w których styczne posiadają znane, założone nachylenia.

Dla ułatwienia Czytelnikowi praktycznego zapoznania się z opisaną metodą, umieszczone przy niniejszym artykule arkusze obliczeniowe zawierają częściowe obliczenie krzywizny I i II z rys. 2, a odnośne napisy ułatwią orientację. Dla możliwości porównania z artykułem oryginalnym, zachowano te same zasadnicze dane liczbowe, modyfikując jednak tablice w szeregu miejsc tam, gdzie to było wskazane dla ich udoskonalenia, usunięcia błędów i ułatwienia pracy.

Artykuł wpłynął dnia 11 stycznia 1954 r.

Mgr inż. ROMAN SZNEE

658.562:629.13.002.2

Rola kontroli technicznej w zakładzie lotniczym

Autor omawia zagadnienia kontroli w zakładach budowy samolotów, jej wagę i odpowiedzialność za wykonywane czynności, organizację wydziału kontroli, typy kontroli w zależności od powierzonych zadań i ilościowy skład osobowy w poszczególnych wydziałach. Kolejno daje zarys prac kontrolnych, występujących w różnych wydziałach produkcyjnych, w końcowym zaś ustępie przedstawia sprawę wzajemnego stosunku pracowników produkcyjnych i kontrolnych.

i przy zachowaniu prawidłowego przebiegu procesu produkcyjnego.

W lotnictwie nieszczęśliwe wypadki są nieraz powodowane przez najbardziej błahе zdawałoby się przyczyny, dlatego też procesy produkcyjne, jak i obsługa w czasie użytkowania, winny być otoczone jak największą starannością i podlegać wielokrotnemu sprawdzeniu, aby uniknąć możliwości omyłek. Dopilnowanie, aby produkcja przebiegała zgodnie z dokumentacją techniczną, powierza się kontroli technicznej zakładu. Pion kontroli technicznej, dla umożliwienia mu wypełnienia nałożonych nań zadań, wydzielony jest w osobną

jednostkę, podległą kierownikowi kontroli. Kierownik kontroli podlega dyrektorowi administracyjnie, a funkcyjnie wydziałowi kontroli jednostki nadrzędnej. Kierownik kontroli na równi z dyrektorem zakładu odpowiada za jakość produkcji.

Kontrola posiada swych przedstawicieli w każdym wydziale produkcyjnym, a poza tym obejmuje izbę pomiarów, narzędziownię oraz sprawę materiałową.

Jeśli chodzi o charakter działania kontroli, to prawie w każdym wydziale da się rozróżnić: kontrolę lotną, która sprawdza wrywkowo zgodność procesów produkcyjnych z dokumentacją, kontrolę międzyoperacyjną, która sprawdza produkt po poddaniu go jednej lub kilku operacjom produkcyjnym oraz kontrolę ostateczną, sprawdzającą wykonanie elementu lub zespołu po wszystkich operacjach wykonywanych na danym wydziale.

W dokumentacji produkcyjnej jest przewidziane i ustalone, kiedy i w jaki sposób mają być przeprowadzane czynności kontrolne. Wskazania te znajdują się w planach operacyjnych, jednak jako zasadę przyjmuje się, że kontrola sprawdza każdą grupę operacji wykonywanych na jednym stanowisku. Prawidłowe wykonanie tych operacji kontrola stwierdza podpisując karty pracy oraz odpowiednie operacje w przewodniku. Czynności te objęte są tak zwaną kontrolą międzyoperacyjną i ostateczną. Równolegle kontrola lotna sprawdza zgodność z technologią oraz wykonywania operacji na stanowiskach i wykonanie pierwszych sztuk.

Przy wykonywaniu większych zespołów stosuje się karty kontrolne zespołów, stanowiące dowód ich powstania. Zawierają one wykaz operacji, datę operacji, nazwisko wykonawcy oraz datę i nazwisko sprawdzającego kontrolera.

Dokumentacja produkcyjna ma za zadanie umożliwić stwierdzenie wszelkich okoliczności, związanych z powstaniem zespołu.

Rozpatrzmy zakres działania kontroli w poszczególnych wydziałach czy komórkach kontroli.

Kontrola materiałowa

Pierwszym warunkiem dobrego wykonania konstrukcji jest użycie właściwego materiału. Ze względu na podstawowy warunek lekkości i niski współczynnik pewności, w lotnictwie używa się wyłącznie materiałów o dokładnie określonych własnościach. Własności te są podane w Warunkach Technicznych¹⁾, dotyczących danego materiału. Dostawca gwarantuje, że materiał dostarczony przezeń odpowiada wymaganiom WT, a jako gwarancję załącza atest, zawierający wyniki badań próbek pobranych z dostarczonej partii materiału.

W zasadzie kontrola materiałowa przyjmuje materiał według wymagań zamówienia dlatego też winna otrzymywać odpisy zamówień, i to w momencie ich wysyłania. Konieczne to jest dlatego, aby kontrola mogła wystąpić o uzupełnienie zamówień, jeśli są one zbyt ogólnikowe i np. nie podają WT, według których materiał ma być odbierany. Materiał nadchodzący do zakładu kierowany jest do magazynu przejściowego, który wydzielony jest z magazynu głównego i znajduje się pod nadzorem kontroli. Kontrola sprawdza własności dostarczonej partii przez wrywkowe pobranie próbek w ilości określonej według WT, przy czym badania te może przeprowadzać sama, w laboratoriach zakładowych lub zlecić niezainteresowanym instytucjom, np. instytutom naukowym. Jeśli wyniki próbek odpowiadają wymogom WT, kontrola materiałowa przyjmuje materiał, cechuje go w sposób ustalony w zakładzie i przekazuje do magazynu zakładowego (produkcyjnego). Jeżeli wyniki próbek nie odpowiadają WT wówczas kontrola reklamuje u dostawcy całą partię, lub przeprowadza badanie każdej sztuki i reklamuje tylko nie odpowiadające WT.

Dla uniknięcia możliwości zamiany materiałów zostają one ocechowane w magazynie przejściowym w sposób łatwy do rozróżnienia, np.: całą powierzchnię blachy pokrywa się nadrukiem cechy hutniczej lub maluje się jednostronnie ustalonym kolorem; prety maluje się na całej długości jednym, dwoma lub trzema kolorami według ustalonego klucza.

Materiał przekazany do magazynu musi być konserwowany i przechowywany w odpowiednich warunkach. Kontrola materiałowa sprawdza, czy materiały metalowe są zabezpieczone przed korozją przez natłuszczenie, a np. wyroby gumo-

we przechowywane w pomieszczeniu ciemnym, o określonej temperaturze i wilgotności.

Materiały z magazynu wydawane są na podstawie kwitów materiałowych przy czym cięte są w magazynie na odpowiednie odcinki. Kontrola sprawdza, czy wydany materiał ma cechy zgodne z podanymi w kwicie i czy został wydany z właściwego regału. Kontrola przykrawalni winna dopilnować, aby każdy odcinek materiału, wychodzący z przykrawalni, był zaopatrzony w cechy dające się bezspornie odczytać. Jeśli warunek ten nie jest spełniony, kontrola winna odcinki odpowiednio ocechować. Ocechowanie każdego kawałka materiału zapobiega zamianom, jaka może mieć miejsce czy to w czasie transportu z przykrawalni do rozdzielni, czy to w samej rozdzielni. Przy wydawaniu materiału z rozdzielni do warsztatu zgodność materiału z dokumentacją winna być sprawdzona przez kontrolę.

Izba pomiarów jest komórką kontroli, mającą za zadanie utrzymywanie w stanie przepisanej dokładności wszystkich znajdujących się w zakładzie urządzeń mierniczych, a więc płytek wzorcowych, sprawdzianów, mikromierzy, suwmiarek itp.

Izba pomiarów ma swe komórki w wypożyczalniach narzędzi. Każde narzędzie pomiarowe czy skrawające o wymiarach tolerowanych (np. rozwiertaki), zwracane przez pracownika, przechodzi przez komórkę kontrolną, która sprawdza, czy narzędzie to skutkiem zużycia nie wyszło z przepisanych tolerancji. W zależności od wyniku pomiarów narzędzie zostaje przekazane do wypożyczalni lub do naprawy. Izba pomiarów przeprowadza poza tym okresowe sprawdzanie urządzeń pomiarowych (np. płytki wzorcowe, sprawdziany). Izba pomiarów wykonuje również skomplikowane pomiary przedmiotów produkcji na zlecenie kontroli wydziałowych.

Narzędziownia

Kontrola narzędziowni sprawdza wykonane narzędzia i przyrządy produkcyjne. Sprawdzanie przyrządów produkcyjnych odbywa się przez sprawdzanie sztuki próbnej wychodzącej z przyrządu.

Wydział mechaniczny

Czynności kontrolne w wydziale mechanicznym obejmują: kontrolę lotną, kontrolę pierwszej sztuki, kontrolę międzyoperacyjną oraz ostateczną.

Praca kontroli w izbie pomiarów, narzędziowni i wydziale mechanicznym zakładu lotniczego nie różni się od pracy kontroli w innych zakładach. Różnica polega tylko na większym odsetku osób kontroli w stosunku do pracowników wydziału, który wynosi 10 — 15% wobec 8 — 10% dla zakładów np. samochodowych. Wynika to z tego, że produkcja samolotów jest zawsze produkcją małoseryjną, kontrola więc posługuje się bardziej uniwersalnymi przyrządami pomiarowymi, a równocześnie przy małych seriach musi być stosowana kontrola 100% produkcji. Liczba osób kontroli powinna być taka, by jej przepustowość odpowiadała produkcji wydziału, przy czym dla uniknięcia nieporozumień winna istnieć ewidencja przepływu produkcji przez kontrolę.

Wydział obróbki cieplnej

Działanie kontroli obejmuje kontrolę lotną, polegającą na nadzorze zgodności procesu z obowiązującą technologią (temperatura, czas wytrzymania) oraz kontrolę ostateczną, polegającą na sprawdzaniu wyniku obróbki cieplnej (badanie twardości, złomu itp.).

Wydział ślusarski

Prace tego wydziału można podzielić na dwie duże grupy: prace wykonywane na prasach przy pomocy wykrojników, wytłoczników i prace ślusarsko-montażowe, wykonywane ręcznie bez lub z pomocą oprzyrządowania.

Do prac pierwszej grupy można zastosować twierdzenie, że z dobrego przyrządu muszą wyjść dobre sztuki. Stąd czynności kontrolne ograniczają się tu do sprawdzenia stanu przyrządów. Jako zasadę należy przyjąć, że w wypożyczalni przyrządów winny znajdować się tylko przyrządy sprawdzane. Pracownik wypożycza przyrząd w wypożyczalni, a po skończeniu pracy winien przedłożyć kontroli wykonane sztuki oraz przyrząd z dołączoną do niego ostatnią sztuką. Kontrola sprawdza przyrząd przez sprawdzenie zgodności ostatniej sztuki z rysunkiem. Jeśli sztuka jest dobra, kontrola przekazuje przyrząd do wypożyczalni jako dobry, a wykonane sztuki sprawdza przez oględziny. Jeśli ostatnia sztuka jest

¹⁾ W dalszej treści Warunki Techniczne oznaczone będą skrótem WT.

niezgodna z rysunkiem, kontrola przekazuje przyrząd do naprawy, a wykonane sztuki sprawdza w 100%. W drugiej grupie wykonanie sztuki zależy i od stanu przyrządu i od pracownika. Kontrola w tym przypadku sprawdza stan przyrządu na podstawie zgodności ostatniej sztuki, oraz wszystkie wykonane sztuki. Jeśli nie istnieją specjalne sprawdziany, kontrola posługuje się zwykle przyrządem jako sprawdzianem.

Podobnie jak i w innych wydziałach istnieje tu kontrola lotna, kontrola pierwszej sztuki, międzyoperacyjna i ostateczna. Przy kontroli ostatecznej wykonane zespoły muszą być sprawdzane pod względem działania, co wymaga niejednokrotnie budowy specjalnych stanowisk probierczych. Liczba osób kontroli stanowi 8 — 10% pracowników wydziału.

Wydział spawalniczy

Ponieważ sprawdzenie wykonanego złącza spawanego należy do dużych trudności, a jakość spoiny zależy w wielkiej mierze od umiejętności i sumienności spawacza, dlatego do uprawnień kontroli tego wydziału należy sprawdzanie kwalifikacji spawaczy. Każdy spawacz, przed dopuszczeniem go do spawania części samolotów, musi wykazać się świadectwem, stwierdzającym ogólną znajomość spawania, pewną praktykę oraz znajomość metod pracy i instrukcji, obowiązujących w danym wydziale. Spawacz musi przejść próbę praktyczną dla wykazania dostatecznej umiejętności wykonywania zespołów, przy produkcji których ma pracować. Zadaniem kontroli jest dopilnowanie, aby spawacze wykonywali tylko te prace, do których mają uprawnienia. Do prac kontroli również należy dokonywanie okresowych prób kontrolnych spawaczy, czy to na specjalnych próbkach, czy też na zespołach wziętych z produkcji. Próby te mają na celu stwierdzenie sumienności spawacza w pracy.

Wszelkie czynności związane z procesem spawania winny być otoczone staranną kontrolą, która obejmuje: gatunek materiału wydawanego przez rozdzielnię wydziału, rodzaj spoiwa używanego do danej operacji, przygotowanie krawędzi, odstęp pomiędzy częściami przy szepianiu, nadzór nad sposobem i kolejnością nakładania spoin i nadzór nad sposobem przeprowadzania poprawek. Kontrola winna dopilnować, aby spoiny cechowane były stemplem wykonującego spawacza.

Czynności te objęte są kontrolą lotną i międzyoperacyjną. Jak wszędzie, tak i tu obowiązuje przedstawienie kontroli pierwszej sztuki. Kontrola ostateczna obejmuje sprawdzanie gotowych zespołów, tak co do jakości wykonanych spoin, jak i dotrzymania wymiarów. Spoiny winny być sprawdzane na wymiary, pęknięcia, podtopienia, wtrącenia itp. Wady, przekraczające wymiary dopuszczalne, naprawia się przez przepawanie, o ile wymiary ich według WT nie powodują zbrakowania zespołu. Większe zespoły otrzymują karty kontrolne.

Wydział galwaniczny

Kontrola w wydziale galwanicznym obejmuje sprawdzanie, czy rodzaj pokrycia jest zgodny z dokumentacją, czy jakość i grubość pokrycia odpowiada wymaganiom WT oraz — czy zachowana jest technologia wykonywania pokryć. W ramach tego punktu kontrola sprawdza czas trwania procesu i skład chemiczny kąpieli.

Wydział drzewny

Drewno, ze względu na swoją niejednorodną budowę, jest materiałem wymagającym od kontroli specjalnego traktowania. Każda sztuka tarcicy lotniczej wybierana jest przez brakarza zakładu z masy zgłoszonej przez dostawcę do odbioru. Jest to pierwsza czynność kontrolna, polegająca na oszacowaniu przydatności biału przy uwzględnieniu jego budowy, długości odcinków bez wad, skrzętu itp. na podstawie oględzin. Każda wybrana łąta jest badana pod względem wytrzymałościowym. Drewno, odpowiadające pod względem wytrzymałości i wad dopuszczalnych WT, zostaje zaliczone do jednej z kategorii i odpowiednio oczęchowane. Czynności te odbywają się pod bezpośrednim nadzorem kontroli. Łaty lotnicze, po sklasyfikowaniu, przesyła się do magazynu. Nadzór nad warunkami przechowywania drewna należy do kontroli materiałowej. W miarę potrzeby drewno suszy się w suszarni i przekazuje się do rozdzielni wydziałowej. Proces suszenia winien przebiegać w sposób przewidziany technologią. Czy warunki te są spełniane, sprawdza kontrola przez okresowe wglądy w raporty ruchu suszarni, gdzie notowane są terminy załadowania i wyladowania komór oraz przebiegi wilgotności i temperatur w czasie suszenia.

Z rozdzielni wydziałowej biel w łątach przekazywany jest do stolarni mechanicznej, gdzie łaty są przecinane na listwy i klocki. Zadaniem kontroli jest dopilnowanie, aby przy produkcji półfabrykatów nie było możliwości zamiany kategorii drewna. Kontrola sprawdza nacięte listwy i klocki wymiarowo oraz pod względem wad, a następnie cechuje je indywidualnie lub w wiązkach.

Dla uniknięcia paczenia się drewna i prawidłowego przebiegu procesu klejenia, w pomieszczeniu wydziału drzewnego musi panować określona wilgotność i temperatura. Kontrola kilkakrotnie w ciągu dnia sprawdza, czy warunek ten jest spełniany. Pod stałą kontrolą znajduje się sposób przygotowywania kleju i wymiana kleju u pracowników co 4 godziny (klej kazeinowy). Kontrola suszarni, wilgotności i temperatury powietrza oraz gospodarka klejem należą do kontroli lotnej. Do niej należy również sprawdzanie zachowywania czasów technologicznych, jak wytrzymywanie w prasach, czasów między wyjęciem z pras a próbką itp. Kontrola międzyoperacyjna obejmuje odbiór półfabrykatów: listew, klocków oraz mniejszych zespołów.

Kontrola ostateczna obejmuje zasadniczo odbiór większych zespołów, jednak w praktyce, przy produkcji dużych zespołów na przyrządach (skrzydła, stateczniki itp.), ma ona raczej charakter stanowiskowy, kontrolujący cały cykl produkcyjny. Wszystkie większe zespoły posiadają karty kontrolne. Ilościowo kontrola stanowi 8 — 10% załogi wydziału.

Tapicernia i celonownia

Ze względów produkcyjnych dwa te wydziały są często łączone ze sobą, ale pod względem funkcji kontrolnych różnią się znacznie. Prace ściśle tapicerskie (obicia, pokrowce itp.) wymagają jedynie kontroli ostatecznej, podczas gdy pokrycia „nośne” (celonowane pokrycia skrzydeł, usterzeń, kadłuba itp.) wymagają silnej kontroli lotnej i międzyoperacyjnej. Kontrola obejmuje w pierwszym rzędzie sprawdzanie używania odpowiednich materiałów, a więc płócien, nici, właściwego celonu (do klejenia płótna do sklejk, czy do napinania płótna), dalej zużycie na jedno pokrycie przepisanych ilości celonów i przestrzeganie przepisanych technologią czasów pomiędzy kolejnymi pokryciami. Poszczególne operacje są wyszczególnione na karcie kontrolnej, na której, obok zwykłych danych, wpisuje się dokładnie godzinę zakończenia operacji.

Lakiernia

Czynności kontrolne w lakierni obejmują przede wszystkim sprawy gospodarki materiałami, a więc pilnowanie, aby do produkcji używane były lakiery w kolejności ich nadsyłania przez dostawcę, stosowanie właściwych rozcieńczalników do używanych lakierów, przechowywanie lakierów w bariłkach zaopatrzonych we właściwe symbole itp. Czynności przygotowawcze, jak mycie rozcieńczalnikami, odtłuszczenie, gruntowanie, a także malowanie, wymagają silnej kontroli lotnej w czasie wykonywania tych zabiegów, gdyż szczególnie przy drobnych a licznych częściach, inne formy kontroli zawodzą.

Duże zespoły zaopatruje się w karty kontrolne z wpisywanymi godzinami zakończenia poszczególnych operacji. Operacje te przyjmuje kontrola międzyoperacyjna. Kontrola ostateczna dokonuje końcowego odbioru większych zespołów.

Tapicernia, celonownia i lakiernia są zwykle wydziałami nielicznymi, dlatego też w tych wydziałach kontrola lotna, międzyoperacyjna i ostateczna jest niejednokrotnie reprezentowana przez jednego kontrolera.

Montaż

Kontrola w dziale montażu dzieli się, podobnie jak w innych wydziałach, na kontrolę lotną, międzyoperacyjną i ostateczną, ale obok nich istnieje jeszcze kontrola przyrządów pokładowych.

Kontrola lotna obejmuje ciągły nadzór nad wszelkimi czynnościami montażowymi. Kontrola międzyoperacyjna obejmuje sprawdzanie zakończonych czynności montażowych według ustalonego porządku, zgodnie z kartą montażową samolotu. Sprawdzenie obejmuje wykonane czynności oraz kontrolę działania montowanego zespołu (np. próba hamulców). Kontrola ostateczna obejmuje usterkowanie samolotu po całkowitym zakończeniu prac montażowych oraz sprawdzenie usunięcia usterek. Do kontroli ostatecznej należy skompletowanie dokumentacji produkcyjnej samolotu, tj. kart kontrolnych i montażowych zespołów oraz całego samolotu, a także dokumentacji eksploatacyjnej samolotu, silnika i przyrządów pokładowych. Zgodnie z WT, każdy przyrząd pokładowy przed

zabudowaniem na samolot winien być sprawdzony na dokładność wskazań. Dane pomiarów winny być wpisane do dokumentacji eksploatacyjnej przyrządu. W związku z tym specjalna komórka kontroli montażowej przeprowadza sprawdzanie wszystkich przyrządów.

Dział prób w locie

Do czynności tego działu należy sprawdzenie działania wszystkich zespołów na ziemi oraz własności samolotu w powietrzu. Zakres działania kontroli jest tu ciśniejszy i obejmuje tylko nadzór nad czynnościami obsługi oraz sprawdzenie działania zespołów na ziemi. Na podstawie dodatniego wyniku prób kontrola wyraża zgodę na odbycie lotów. Po oblocie samolotu, w razie wykrycia jakichkolwiek usterek, kontrola sprawdza ich usunięcie. Ostatnią czynnością kontroli jest przekazanie samolotu z dokumentacją eksploatacyjną odbiorcy, równocześnie zaś przekazanie dokumentacji produkcyjnej do archiwum.

Odchyłki

Kontrola ma za zadanie dopilnować, aby wszystkie przebiegi produkcyjne oraz wykonane zespoły były zgodne z dokumentacją. W produkcji istnieje zawsze rozrzut wykonania, który częstokroć wychodzi poza ramy określone dokumentacją techniczną. Zgodnie ze swym zadaniem kontrola wykrywa te przypadki, które, traktując sprawę formalistycznie, należy bez wyjątku uważać za braki. Takie formalistyczne stanowisko jest dla kontroli bardzo wygodne, jednak nie zawsze uzasadnione powodami natury technicznej. Jest ono najbardziej uzasadnione jako czynnik wychowawczy załogi w walce z brakoróbstwem. Z punktu widzenia technicznego nie wszystkie odchyłki od dokumentacji muszą wpływać ujemnie na działanie zespołu i dyskwalifikować jego użycie.

Kontrola techniczna jest odpowiedzialna za jakość wypuszczonej produkcji i ona tylko na swoją odpowiedzialność może przepuścić jako nadające się do użytku zespoły, wykazujące odchylenia od dokumentacji, ale musi być przekonana, że odchylenia te nie obniżają jakości produktu. Kwalifikacje jednak kontroli są zbyt szcuple, aby w większości przypadków mogła samodzielnie podjąć tego rodzaju decyzję. Dlatego kontrola zasięga opinii konstruktora i technologa, a w razie potrzeby metalurga i w oparciu o ich wypowiedzi brakuje lub dopuszcza do użytkowania zespoły z odchyłkami. Dokumenty z wypowiedziami konstruktora i technologa oraz decyzją kontroli wchodzi w komplet dokumentacji produkcyjnej samolotu, na którym zespół z odchyłkami został zamontowany.

Jak widać, zakres działania kontroli jest bardzo szeroki, a liczba pracowników duża, bo wynosi 10 — 15% załogi. Jaki

jest stosunek pracowników produkcyjnych do pracowników kontroli? Na ogół uważa się ich za zło konieczne, które cierpi się z narzekaniem na ich nudziarstwo i czepianie się drobiazgów, za zło, które często wpływa na zmniejszenie zarobków, a najchętniej wykorzystuje się kontrolę do zrzucenia na nią całkowitej troski o jakość. Często się zdarza, że wykonawca przedkłada kontroli wszystko co wykonał, a na pytanie, czy przedmioty są dobrze wykonane, odpowiada: „Nie wiem, kontrola jest od tego, żeby sprawdziła”. Wykonawcy zapominają, że za jakość produkcji odpowiedzialny jest wykonawca, a kontrola za przepuszczenie braków na zewnątrz przez stanowiska kontrolne międzyoperacyjne, czy ostateczne. Wskutek tego wśród pracowników, a często nawet wśród kierownictwa, panuje przekonanie, że wykonawca zrzuca z siebie wszelką odpowiedzialność z chwilą, gdy kontrola przyjmie od niego pracę. Jeśli kontroler przez pomyłkę, czy przez brak sumienności odebrał pracę źle wykonaną, to nie zmienia to faktu, że wykonawca wykonał brak i powinien za to ponieść karę, niezależnie gdzie i kiedy fakt ten zostaje stwierdzony. Zasada, że kontroler jest karany za przepuszczenie braku, a wykonawca za produkcję tegoż braku winna być przestrzegana. Nieprzestrzeganie jej stanowi zachętę dla pracowników do przedkładania kontroli braków w nadziei, że może kontrola ich nie znajdzie i pracownik nie będzie miał potracić z tego tytułu.

Przy niesumieinnym podejściu wykonawców do pracy, nawet liczna i dobrze pracująca kontrola nie potrafi opanować zagadnienia jakości. W walce o jakość produkcji kontrola jest środkiem koniecznym, ale nie wystarczającym, a czynnikiem decydującym jest fachowy i sumienny wykonawca. Dlatego trzeba podnosić poziom fachowy pracowników, aby zdawali sobie dokładnie sprawę z wykonywanych czynności i mogli z pełnym zrozumieniem korzystać z dokumentacji technicznej; trzeba im wykazać, jak niejednokrotnie drobne niedopatrzienia czy niedbalstwa mogą mieć przykre następstwa; trzeba usunąć obawę przed zgłaszaniem kierownictwu czy kontroli popełnionych błędów przez wprowadzenie zasady, że pracownik, który sam zgłasza złe wykonanie nie może być z tego tytułu karany; równocześnie należy surowo karać tych, którzy świadomie ukrywają popełnione błędy lub je naprawiają samowolnie. Kiedy każdy z pracowników będzie wcielał w życie hasło: „Ja nie wypuszczę braku” wtedy będzie nie tylko dobrym i sumiennym wykonawcą, ale jednocześnie pierwszym i najdokładniejszym kontrolerem swej pracy; wtedy kontrola stanie się czynnikiem powtórnie sprawdzającym, a prawdopodobieństwo braku spadnie do minimum.

Artykuł wpłynął dnia 6 kwietnia 1954 r.

Mgr inż. WŁODZIMIERZ PROSNAK

533.662:629.13:038:1

Obliczanie charakterystyki aerodynamicznej śmigła

Celem niniejszego artykułu jest spopularyzowanie metody obliczania charakterystyk aerodynamicznych śmigieł, podanej przez prof. Cz. Witoszyńskiego i opublikowanej w VIII zeszytzie „Prac Instytutu Aerodynamicznego” w Warszawie. W artykule starano się wypunktować zalety tej metody, polegające na daleko idącej zgodności obliczeń z pomiarem, na prostocie i stosunkowo niedługim czasie wykonywania obliczeń.

Przytoczono wyniki obliczeń czterech różnych śmigieł i przedyskutowano rozbieżności między rachunkiem i pomiarem.

Na końcu artykułu podano wykresy współczynników aerodynamicznych profilu RAF-6, dostosowane do wykonywania obliczeń metodą prof. Witoszyńskiego.

Omawiana metoda jest zasadniczo przeznaczona do obliczania charakterystyk śmigieł wszelkiego rodzaju (w szczególności śmigieł lotniczych), należy jednak zauważyć, że może być ona również dostosowana do obliczania charakterystyk wentylatorów osiowych — kosztem niewielkich modyfikacji.

1. Ważniejsze oznaczenia¹⁾

- | | |
|---------------------------|------------------------------|
| P — ciąg śmigła | c_p — współczynnik ciągu |
| M — moment śmigła | c_m — współczynnik momentu |
| η — sprawność śmigła | |

¹⁾ Oznaczenia te są zgodne z użytymi przez prof. Witoszyńskiego, różnią się natomiast nieco od oznaczeń przewidzianych przez PN/L 02150. Mimo to, zdecydowano zachować je ze względu na wygodę Czytelnika, który zechce ewentualnie zapoznać się z oryginalną pracą prof. Witoszyńskiego [Lit. 1].

- | |
|---|
| dS — siła nośna działająca na element łopaty (prostopadła do kierunku rzeczywistej prędkości ośrodka względem elementu) |
| dS_t — opór działający na element łopaty (zgodny z kierunkiem prędkości ośrodka względem elementu) |
| Q — wydatek objętościowy |
| ϱ — gęstość ośrodka |
| H — skok śmigła |
| D — średnica śmigła |



- $R_1 = \frac{D}{2}$ — promień śmigła
 R — współrzędna przekroju łopaty śmigła
 $x = \frac{R}{R_1}$ — bezwymiarowa współrzędna przekroju łopaty śmigła
 u — prędkość lotu (prędkość strumienia przedśmigłowego w nieskończoności)
 V_z, V_r — składowe prędkości ośrodka w płaszczyźnie śmigła; odpowiednio: osiowa i promieniowa
 V_g — składowa obwodowa prędkości ośrodka bezpośrednio za śmigłem
 v_z, v_g — składowe prędkości ośrodka w strumieniu zaśmigłowym w dużej odległości od płaszczyzny śmigła
 W — prędkość ośrodka względem elementu łopaty
 $\bar{\omega}$ — prędkość kątowa obrotu śmigła
 n_s — liczba obrotów śmigła na sekundę
 $\lambda = \frac{u}{\omega R_1}$ — posuw
 α — kąt między kierunkiem prędkości ośrodka względem elementu łopaty a płaszczyzną obrotu śmigła
 α_0 — kąt między prostą zerowej siły nośnej danego elementu łopaty a płaszczyzną obrotu śmigła
 α' — rzeczywisty kąt natarcia elementu, odniesiony do prostej zerowej siły nośnej
 β — kąt między cięciwą geometryczną danego elementu a płaszczyzną obrotu śmigła
 $\beta_x = 0,75$ — wartość kąta β odpowiadająca $x = 0,75$
 β' — kąt między cięciwą geometryczną profilu a prostą zerowej siły nośnej
 l_1 — szerokość łopaty śmigła dla danego x
 l — suma szerokości łopat śmigła dla danego x
 η_p — sprawność profilowa
 $\frac{g}{l_1}$ — grubość względna profilu
 c_z — współczynnik siły nośnej profilu
 c_{xp} — współczynnik oporu profilowego
 ξ — współczynnik wpływu kadłuba

2. Wstęp

Do zasadniczych wielkości, charakteryzujących pracę śmigła, należą: ciąg, moment obrotowy, moc potrzebna do napędu śmigła oraz jego sprawność.

Wszystkie te wielkości zależą od kształtu i wymiarów śmigła oraz od warunków jego pracy, jak np. prędkości lotu i prędkości kątowej obrotu śmigła.

W swej pracy (Lit. 1) prof. Witoszyński określił te wielkości za pomocą następujących wyrażeń:

$$\left. \begin{aligned}
 \text{ciąg śmigła} & P = c_p \cdot 4\pi \bar{\omega}^2 R_1^4 \\
 \text{moment śmigła} & M = c_m \cdot 4\pi \bar{\omega}^2 R_1^5 \\
 \text{moc potrzebna do napędu śmigła} & \bar{\omega} M = c_m \cdot 4\pi \bar{\omega}^3 R_1^5 \\
 \text{sprawność śmigła} & \eta = \frac{P \cdot u}{\bar{\omega} M} = \frac{c_p}{c_m} \lambda
 \end{aligned} \right\} [1]$$

Występujące w tych wyrażeniach współczynniki c_p, c_m, η noszą nazwę współczynników aerodynamicznych śmigła²⁾. Współczynniki te — bezwymiarowe — zależą przede wszystkim od posuwu λ , czyli od stosunku prędkości lotu do prędkości obwodowej końców śmigła.

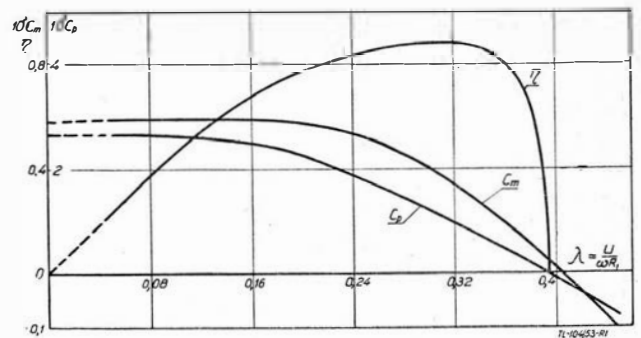
Przedstawiona graficznie zależność współczynników aerodynamicznych od posuwu nosi nazwę charakterystyki aerodynamicznej śmigła. Na rys. 1 podano dla przykładu charakterystykę aerodynamiczną pewnego śmigła.

Znajomość charakterystyki aerodynamicznej śmigła pozwala obliczyć ciąg, moment i moc dla dowolnego śmigła,

²⁾ Należy podkreślić, że w praktyce bywają zwykle stosowane nieco inne postacie wzorów, niż podane powyżej.

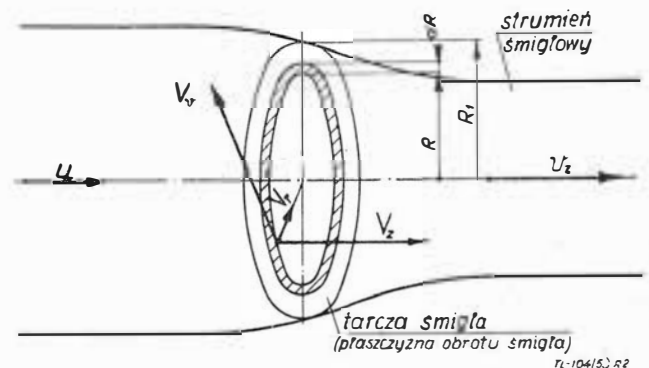
W związku z tym pracę śmigła charakteryzuje się innymi współczynnikami, niż c_p i c_m . Jednak poszczególne układy wzorów nie różnią się podstawową strukturą, wobec czego odpowiednie współczynniki, należące do różnych układów, różnią się od siebie tylko stałym mnożnikiem (por. rozdz. 6).

geometrycznie podobnego do śmigła danego³⁾; charakterystyka stanowi więc podstawę do obliczenia osiągow samolotu. Nadto — dysponując charakterystykami wielu śmigieł, tworzących tzw. rodzinę, można dobrać optymalne śmigło dla danego samolotu i danych warunków lotu.



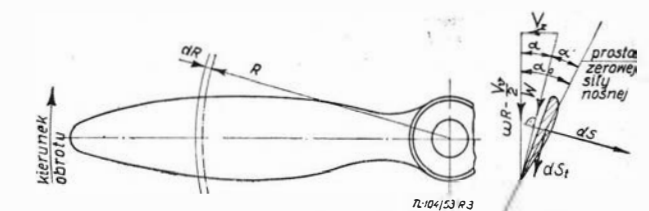
Rys. 1. Typowa charakterystyka aerodynamiczna śmigła

Charakterystyki aerodynamiczne uzyskuje się zwykle za pomocą badań śmigieł modelowych lub śmigieł rzeczywistych, wykonanych w naturalnej skali; badania te są jednak kosztowne (zwłaszcza dla śmigieł w naturalnej skali), długotrwałe, a co najgorsze — nie zawsze można ekstrapolować wyniki badań małych śmigieł modelowych na duże śmigła, pracujące w odmiennych zakresach liczb Reynoldsa i Macha (porównaj odsyłacz 3).



Rys. 2. Schemat przepływu w strumieniu śmigłowym

Z wymienionych względów starano się od dawna opracować metody, które pozwoliłyby określać charakterystykę aerodynamiczną śmigła rachunkiem. Metod takich, opartych na rozmaitych teoriach pracy śmigła, istnieje dość dużo; przeważnie jednak dają one tylko jeden punkt charakterystyki (odpowiadający zwykle maksymalnej sprawności), albo też sprowadzają się do rachunku kolejnych przybliżeń i wymagają znacznych nakładów pracy i czasu.



Rys. 3. Warunki pracy elementu łopaty śmigła

Metoda, podana przez prof. Witoszyńskiego, w pierwszym swym ujęciu wolna była od tych obu niedogodności: dawała mianowicie wartości współczynników aerodynamicznych dla całego zakresu posuwów i nie wymagała stosowania rachunku kolejnych przybliżeń. Okazało się jednak, że obliczone przy jej pomocy charakterystyki są zgodne z pomiarowymi tylko w wąskim stosunkowo zakresie posuwów, bliskim punktowi maksymalnej sprawności śmigła (por. Lit. 1). Dla posuwów, leżących poza tym zakresem, występowały dość znaczne rozbieżności. W celu usunięcia ich, zmodyfikowano

³⁾ Z tym jednak zastrzeżeniem, że zachodzi podobieństwo hydrodynamiczne opływów dokoła śmigieł obliczanych. W przeciwnym przypadku rzeczywiste wartości ciągu, momentu i mocy pobieranej przez śmigło, mogłyby znacznie się różnić od obliczonych — przynajmniej w pewnych zakresach posuwu.

neco omawianą metodę, przy czym okazało się rzeczą niezbędną wprowadzenie rachunku kolejnych przybliżeń. W ten sposób metoda straciła na swej prostocie, stała się jednak dokładniejsza.

3. Podstawy teoretyczne

Rozróżnić należy trzy niezależne od siebie teorie pracy śmigła, a mianowicie: 1) teorię strumieniową (Rankine'a i Froude'a), 2) teorię elementu łopaty śmigła (Drzewieckiego), 3) teorię wirów nośnych (Żukowskiego).

Pierwsza z nich polega na rozpatrzeniu zmiany pędu i momentu pędu ośrodka, przepływającego przez tarczę śmigła; przyrost pędu strumienia jest oczywiście równy ciągowi śmigła. Podobnie przedstawia się sprawa z momentem. Znaczenie tej teorii jest ograniczone, ponieważ wiąże ona ciąg i moment śmigła ze zmianami pędu i momentu pędu strumienia śmigłowego, a nie z kształtem samego śmigła, jego liczbą obrotów na minutę itp.

Druga teoria sprowadza się do rozpatrzenia sił aerodynamicznych, działających na element łopaty, wycięty z niej myślowo dwoma walcami kołowymi, współosiowymi z osią śmigła i posiadającymi promienie — odpowiednio: R oraz $R + dR$ (por. rys. 3). Znając siłę aerodynamiczną, działającą na element łopaty, traktowany jako element płata nośnego, obliczyć można ciąg i moment obrotowy, odpowiadające rozpatrywanemu elementowi. Ciąg oraz moment łopaty śmigła są całkami ciągów i momentów elementarnych, rozciągniętych na całą czynną aerodynamicznie długość łopaty.

Jednak i ta teoria, jakkolwiek wiąże już właściwości aerodynamiczne śmigła z jego kształtem, wymiarami i warunkami pracy, nie nadaje się jako podstawa do stworzenia zadowalającej, ścisłej metody obliczania charakterystyki śmigła. Trudność polega na tym, że siły aerodynamiczne, działające na element łopaty, mogą być obliczone dokładnie tylko wtedy, gdy znana jest prędkość ośrodka względem tego elementu co do wartości i kierunku. Prędkość ta nie jest bynajmniej, jak to zakłada się w omawianej teorii, wypadkową prędkości lotu ($\vec{u}$) i prędkości obrotowej elementu ($\vec{\omega R}$); zależy ona w dużym stopniu od oddziaływania sąsiednich elementów łopaty, teoria zaś nie daje możliwości określenia tej prędkości w sposób ścisły. (Wspomnianą trudność próbowano obejść, stosując do obliczenia sił działających na element łopaty charakterystyki profilów dla odpowiedniego, empirycznie dobieranego wydłużenia, co jednak nie daje zadowalających wyników).

Obliczenie prędkości ośrodka względem elementu łopaty śmigła jest możliwe do przeprowadzenia w oparciu o zmodyfikowaną i ulepszoną teorię „elementu łopaty”, podaną przez Drzewieckiego; obliczenie to sprowadza się jednak do rachunku kolejnych przybliżeń, niekiedy bardzo kłopotliwego.

Teoria wirowa śmigła, podana przez Żukowskiego, polega na zastąpieniu śmigła układem wirów. Jest ona niezwykle ciekawa i płodna (jakkolwiek dość skomplikowana matematycznie), zrezygnujemy jednak z jej bliższego scharakteryzowania, ponieważ nie wiąże się ona z metodą prof. Witoszyńskiego.

Metoda prof. Witoszyńskiego opiera się na teorii strumieniowej i teorii „elementu łopaty”, powiązanych ze sobą. Powiązanie to pozwala na dokładne określenie prędkości ośrodka względem elementu łopaty, a więc i na ścisłe obliczenie działających na element sił aerodynamicznych.

Nie będziemy tu przytaczali całego wyprowadzenia omawianej metody, odsyłając zainteresowanych do źródła [Lit. 1]. Podkreślimy tylko, że podstawowym „zabiegiem” matematycznym, wiążącym obie teorie, jest porównanie elementarnego ciągu i momentu, obliczonych raz według teorii strumieniowej, tzn. z przyrostu pędu względnie momentu pędu części strumienia, przepływającej przez pierścień, zakreślony rozpatrywanym elementem łopaty śmigła — i drugi raz — według teorii elementu łopaty.

Mianowicie — stojąc na gruncie teorii strumieniowej i przyjmując oznaczenia jak na rys. 2 — wyrazimy elementarny ciąg zależnością:

$$\left. \begin{aligned} dP &= \rho dQ (v_z - u) = \rho 2\pi R dRV_z (v_z - u); \\ \text{zaś elementarny moment:} \\ dM &= \rho dQ V_z R = \rho 2\pi R^2 V_z V_z dR \end{aligned} \right\} [2]$$

Stojąc zaś na gruncie teorii elementu łopaty śmigła (rys. 3) i stosując odpowiednio ogólne wzory na siłę nośną i opór, otrzymamy zależności następujące:

$$\left. \begin{aligned} dP &= dS \cos \alpha - dS_t \sin \alpha = (c_z \cos \alpha - c_{xp} \sin \alpha) \rho \frac{W^2}{2} l dR; \\ dM &= (dS \sin \alpha + dS_t \cos \alpha) R = (c_z \sin \alpha + c_{xp} \cos \alpha) \rho \frac{W^2}{2} l R dR. \end{aligned} \right\} [3]$$

W zależnościach tych $c_z = 2\pi \eta_p \sin \alpha' = c_{z \text{ teoret.}} \eta_p$

oznacza współczynnik siły nośnej odpowiedniego profilu dla wydłużenia nieskończenie wielkiego; c_{xp} — współczynnik oporu profilowego; l — sumaryczną szerokość wszystkich łopat śmigła na danym promieniu R ; przy czym α' — rzeczywisty kąt natarcia, mierzony od prostej zerowej siły nośnej profilu; η_p — „współczynnik sprawności profilowej”, korygujący teoretyczną wartość współczynnika siły nośnej $c_{z \text{ teoret.}} = 2\pi \sin \alpha' \approx 2\pi \alpha'$, wynikającą z teorii Żukowskiego.

Element łopaty został we wzorach [3] potraktowany jako element płata o nieskończenie wielkim wydłużeniu. Możliwość stosowania takiego ujęcia jest uzasadniona ogólną teorią płata nośnego i w szczególności wynika stąd, że W jest rzeczywistą prędkością ośrodka względem elementu. Stosowane ujęcie pociąga za sobą potrójną korzyść: przede wszystkim — nie potrzebujemy z osobna obliczać oporu indukowanego, po drugie — eliminujemy czynnik empirii i subiektywizmu, obarczający inne metody w związku z koniecznością określania wydłużenia łopat, i wreszcie — unikamy niedogodności, wynikających z posługiwania się charakterystykami profilowymi dla rozmaitych wydłużeń. W omawianej metodzie posługujemy się wyłącznie charakterystykami profilowymi dla wydłużenia nieskończenie wielkiego.

Wielkość składowej obwodowej prędkości ośrodka względem elementu łopaty ($\vec{\omega R} - \frac{V_z}{2}$ na rys. 3) wynika z zastosowania do prędkości obwodowych pewnego wniosku, wypływającego z teorii strumieniowej w odniesieniu do prędkości osiowych. Według tej teorii składowa osiowa prędkość ośrodka w płaszczyźnie śmigła jest średnią arytmetyczną prędkości przed i za śmigłem: $V_z = \frac{v_z + u}{2}$. Wniosek ten od-

niesiono — zresztą bez ścisłego uzasadnienia — również do prędkości obwodowych, otrzymując w ten sposób składową obwodową (bezwzględnej) prędkości ośrodka w płaszczyźnie śmigła, równą $\frac{O + V_z}{2}$. (Składowa obwodowa przed śmigłem

jest zerem). Kierunek jej jest zgodny z kierunkiem prędkości obwodowej elementu ($\vec{\omega R}$), a więc — ostatecznie — składowa obwodowa prędkości ośrodka względem elementu łopaty wyniesie $\vec{\omega R} - \frac{V_z}{2}$.

Porównując parami wyrażenia na dP i dM oraz wprowadzając oznaczenia: $\frac{V_z}{\vec{\omega R}_1} = t$, $\frac{u}{\vec{\omega R}_1} = \lambda$, $\lambda' = \lambda'$, $x = \frac{R}{R_1}$, otrzymujemy po dość skomplikowanych przekształceniach [Lit. 1] następujące wzory, wyrażające współczynniki aerodynamiczne śmigła:

$$\left. \begin{aligned} c_p &= \int_{x_0}^1 \left\{ t(t - \lambda') \left[x - \frac{t(t - \lambda')}{x} \right] - \frac{1}{8\pi} c_{xp} t^2 \frac{l}{R_1} \sqrt{1 + ctg^2 \alpha} \right\} dx; \\ c_m &= \int_{x_0}^1 \left[t^2 (t - \lambda') x + \frac{1}{8\pi} c_{xp} t^2 \frac{l}{R_1} x ctg \alpha \sqrt{1 + ctg^2 \alpha} \right] dx; \\ \eta &= \frac{c_p}{c_m} \lambda. \end{aligned} \right\} [4]$$

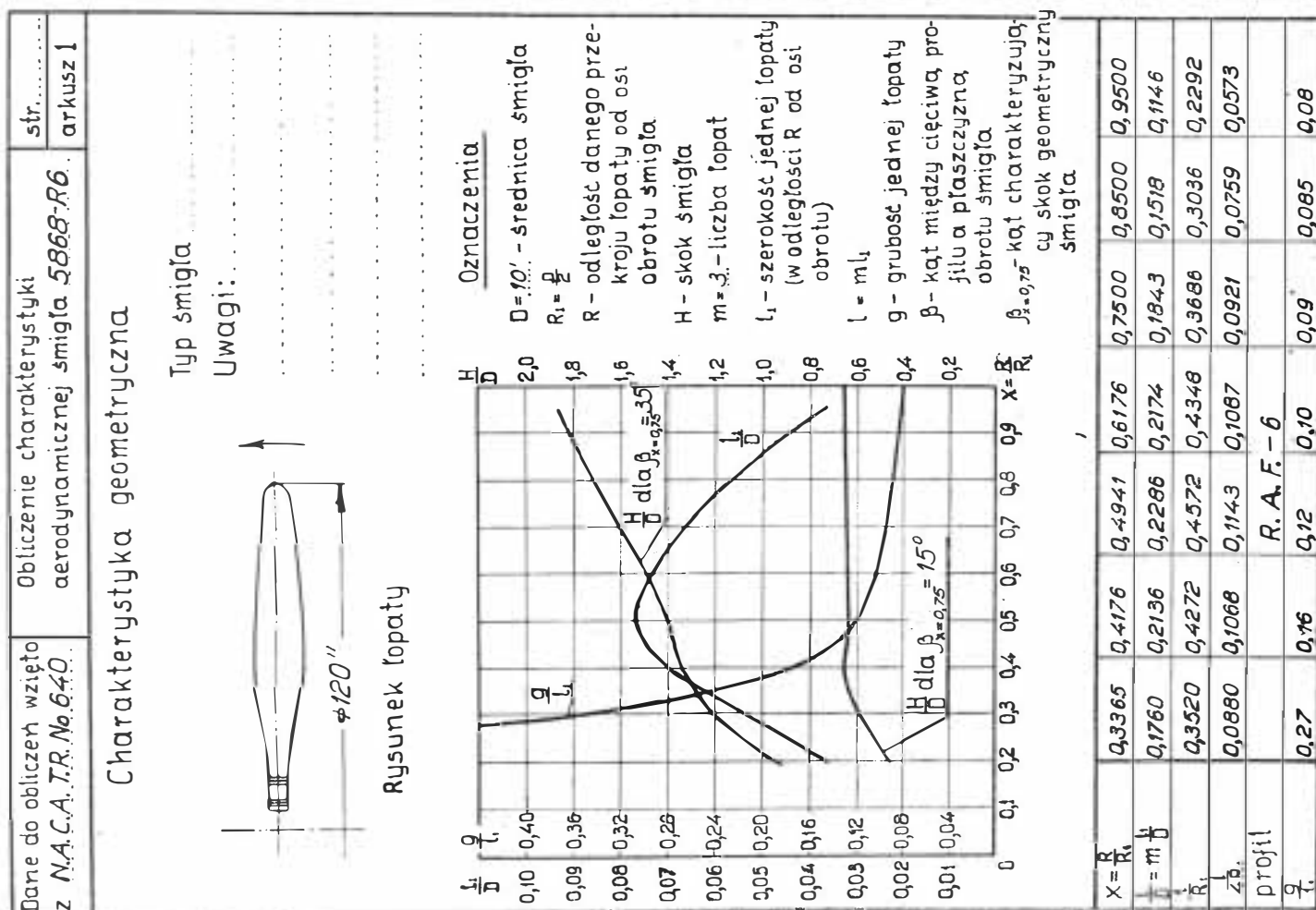
(Ostateczne wzory w oryginalnej pracy prof. Witoszyńskiego mają postać nieco inną, wzory podane powyżej są jednak dogodniejsze w zastosowaniu do obliczeń).

4. Wykonywanie obliczeń

Podstawę do obliczenia charakterystyki aerodynamicznej istniejącego lub projektowanego śmigła stanowią:

1) charakterystyka geometryczna tego śmigła (por. arkusz 1 na rys. 4),

2) znajomość warunków pracy śmigła, niezbędnych do określenia liczb Ma i Re , przy których pracują poszczególne elementy łopaty śmigła; do warunków tych zaliczymy liczbę obrotów śmigła na minutę oraz prędkość i wysokość lotu,



Rys. 4. Arkusz nr 1 i nr 2 do obliczenia charakterystyki aerodynamicznej śmigła. (Pismo proste — nadruk, pismo skośne — wpisane przy obliczaniu, por. również rys. 7)

Dane do obliczeń wzięto z	Obliczenie charakterystyki aerodynamicznej śmigła <i>5868-R6</i>	str.
z	arkusz 2	

Określenie sprawności profilowej

dla $\lambda = 0,06366$ oraz $\beta_{x=0,75} = 15^\circ$ (i. przybliżenie)

Przybliżony rozkład prędkości na elemencie łopaty; wynika z niego:

$Ma = \frac{\pi R_1}{c} \cdot 30 \cdot \sqrt{x^2 + \lambda^2}$; gdzie:

$n = 1000$ - liczba obr./min.

$c = 340$ m/sek. - prędkość dźwięku na wysokości obliczeniowej $h = m(T = \dots^\circ K)$

$\lambda' = \lambda \cdot \gamma$, gdzie γ - współczynnik wpływu kadłuba

Uwaga: wartość Ma i γ obliczyć na suwaku.

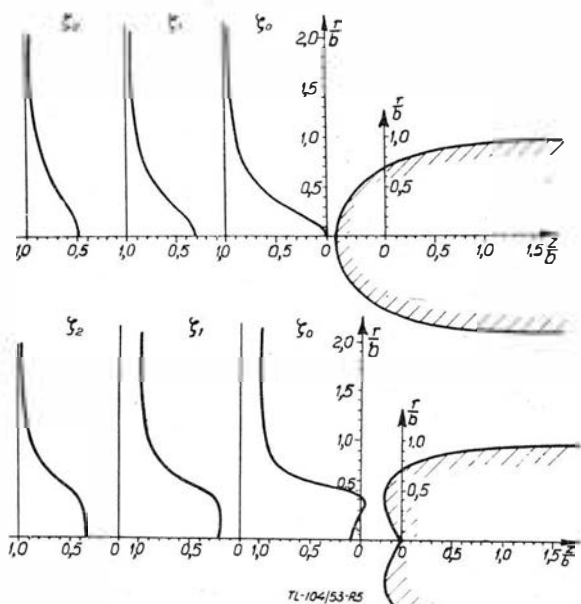
x	$0,3365$	$0,4176$	$0,4941$	$0,6176$	$0,7500$	$0,8500$	$0,9500$
γ	1	1	1	1	1	1	1
λ'				$0,06366$			
λ'^2				$0,004052$			
$\lambda'^2 + x^2$	$0,11728$	$0,17844$	$0,24818$	$0,38548$	$0,56655$	$0,72655$	$0,90855$
$\sqrt{\lambda'^2 + x^2}$	$0,343$	$0,422$	$0,498$	$0,621$	$0,752$	$0,852$	$0,952$
Ma	$0,161$	$0,198$	$0,234$	$0,291$	$0,353$	$0,400$	$0,447$
β'	$4^\circ 15'$	$7^\circ 6'$	$5^\circ 12'$	$4^\circ 20'$	$\sim 3^\circ 48'$	$\sim 3^\circ 35'$	$3^\circ 25'$
$\frac{H}{D}$	$0,6178$	$0,6435$	$0,6285$	$0,6285$	$0,6381$	$0,6405$	$0,6435$
$\frac{1}{\pi} \cdot \frac{H}{D}$	$0,19665$	$0,20483$	$0,20006$	$0,20006$	$0,20311$	$0,20388$	$0,20483$
λ							
$\tan \beta = \frac{1}{x} \cdot \frac{H}{D}$	$0,5843$	$0,4905$	$0,4049$	$0,3242$	$0,2708$	$0,2398$	$0,2156$
β	$30^\circ 18'$	$26^\circ 6'$	$22^\circ 3'$	$17^\circ 58'$	$15^\circ 9'$	$13^\circ 29'$	$12^\circ 10'$
$\alpha_0 = \beta + \beta'$	$34^\circ 33'$	$33^\circ 12'$	$27^\circ 15'$	$22^\circ 18'$	$18^\circ 57'$	$17^\circ 4'$	$15^\circ 35'$
$\tan \gamma = \frac{\lambda}{x}$	$0,1891$	$0,1524$	$0,1288$	$0,1031$	$0,0849$	$0,0749$	$0,0670$
γ	$10^\circ 45'$	$8^\circ 40'$	$7^\circ 20'$	$5^\circ 55'$	$4^\circ 50'$	$4^\circ 15'$	$3^\circ 50'$
$\alpha' = \alpha_0 - \gamma$	$23^\circ 48'$	$24^\circ 32'$	$19^\circ 55'$	$16^\circ 23'$	$14^\circ 7'$	$12^\circ 49'$	$11^\circ 45'$
η_p	$0,72$	$0,773$	$0,86$	$0,88$	$0,89$	$0,90$	$0,908$

$T = 10^\circ C / 54^\circ F - R_4$

3) charakterystyka aerodynamiczna profilów, stanowiących przekroje łopaty śmigła; najlepiej, jeśli charakterystyka jest dana za pomocą wykresów funkcji $\eta_p(\alpha')$ oraz $c_{xp}(\alpha')$ z liczbą Macha (i ewentualnie liczbą Reynoldsa) jako parametrem (por. rozdział 8),

4) wykres współczynnika wpływu kadłuba lub gondoli $\xi\left(\frac{r}{b}, \frac{x}{b}\right)$ (rys. 5).

Porządek obliczeń kształtuje się w sposób następujący. Obliczenie rozpocząć należy od wybrania szeregu wartości $x_0 < x < 1$. Charakterystyki aerodynamiczne profilów podane są zwykle tylko dla niewielu grubości względnych, dobrze jest zatem wybierać takie przekroje (określone przez x), w któ-



Rys. 5. Współczynniki ξ_0 , ξ_1 i ξ_2 dla kadłuba o zaokrąglonym przodzie (rysunek górny) i o przodzie tępy (rysunek dolny)

rych grubość względna przybiera wartości, występujące w charakterystykach profilów będących do dyspozycji. Wybór odpowiednich przekrojów ułatwia wykres, przedstawiający grubość względną profilów łopaty w funkcji x (ark. 1 i na rys. 4).

Poza tym należy pamiętać o zagęszczeniu wybieranych x w okolicy końca łopaty, jako jej części aerodynamicznie najczynnieszej.

Następnie obiera się pewną wartość posuwu λ i dla niej



Rys. 6. Określenie kąta β'

wykonywa obliczenia funkcji podcałkowych, występujących we wzorach na c_p i c_m .

Przechodzimy do omówienia poszczególnych członów tych funkcji.

Wartości l_1 bierze się wprost z charakterystyki geometrycznej śmigła dla wybranych uprzednio x ; $R_1 = \frac{D}{2}$ jest również podane w charakterystyce.

Do obliczenia wielkości $\lambda' = \lambda \xi$ potrzebna jest znajomość współczynnika wpływu kadłuba ξ ; współczynnik ten stanowi miarę przyrostu prędkości ośrodka w płaszczyźnie śmigła (dla danego x), spowodowaną obecnością kadłuba: $\xi = \frac{V_z'}{u}$, gdzie V_z' jest prędkością osiową w rozpatrywanym punkcie w sąsiedztwie kadłuba.

Teoretycznie obliczone wartości ξ dla kadłubów i gondol silnikowych rozmaitego kształtu podane są w [Lit. 1]. Dla przykładu przytaczamy wykresy ξ dla dwu kadłubów (rys. 5).

Na wykresach oznacza $2b$ — średnicę kadłuba (w dużej odległości od punktu $\frac{x}{b} = 0$); r — promień; $\xi_0\left(\frac{r}{b}\right)$ — wartości współczynnika ξ w płaszczyźnie stycznej do czoła kadłuba; $\xi_1\left(\frac{r}{b}\right)$ — wartości w płaszczyźnie oddalonej o $0,1 b$ od czoła kadłuba (na lewo) i $\xi_2\left(\frac{r}{b}\right)$ — wartości w płaszczyźnie oddalonej o $0,2 b$.

Zależnie od położenia śmigła względem kadłuba posługujemy się jedną z trzech podanych linii, tzn. ξ_0 , ξ_1 lub ξ_2 , przeprowadzając w razie potrzeby interpolację.

Z wykresów widać, że ξ różni się znacznie od jedności tylko w częściach łopaty, położonych w pobliżu osi. Jeśli części te są aerodynamicznie nieczynne wskutek osłonięcia ich dostatecznie dużym kołpakiem, to można przyjmować $\xi = 1$ dla całej łopaty, nie popełniając dużego błędu.

Pozostałe do omówienia wielkości t i $\text{ctg } \alpha$, wchodzące do [4], wyrażają się (por. [Lit. 1]) wzorami:

$$t = \frac{\lambda' - a}{2} + \sqrt{\left(\frac{\lambda' - a}{2}\right)^2 + a x \text{tg } \alpha_0};$$

$$\text{ctg } \alpha = \frac{x}{t} - \frac{t - \lambda'}{x};$$

gdzie $a = \frac{l}{4R_1} + \frac{x \cos \alpha_0}{\eta_p + \frac{l}{4R_1} \sin \alpha_0}$ jest parametrem, zależnym

od położenia przekroju łopaty, oraz właściwości profilu i jego warunków pracy; α_0 oznacza kąt między prostą zerowej siły nośnej profilu a płaszczyzną obrotu śmigła.

Wstępnym krokiem do obliczenia t jest określenie wartości parametru a , co sprowadza się do obliczenia α_0 i η_p .

Kąt α_0 , występujący we wzorze na a , może być traktowany jako suma kąta β , zawartego między płaszczyzną obrotu śmigła a cięciwą geometryczną profilu, odpowiadającą danemu x , oraz kąta β' , zawartego między prostą zerowej siły nośnej i cięciwą geometryczną (rys. 6).

Kąt β łatwo można znaleźć lub obliczyć na podstawie charakterystyki geometrycznej śmigła. Kąt β' zależy od liczby Macha profilu; aby go odczytać (najlepiej z wykresu c_z w funkcji kąta natarcia α jako parametrem), trzeba obliczyć Ma dla wybranych x (arkusz 2 na rys. 4).

Po obliczeniu α_0 jako sumy β i β' , należy wyznaczyć wartość η_p , która zależy od Ma (już znanej) i od rzeczywistego kąta natarcia α' , zawartego między prostą zerowej siły nośnej profilu a kierunkiem prędkości ośrodka względem profilu. Kąt α' nie da się obliczyć bezpośrednio — z przyczyn wspomnianych w rozdz. 3; do określenia go, a więc zarazem do określenia η_p , stosować trzeba metodę kolejnych przybliżeń. Jako pierwsze przybliżenie na α' , przyjmując wartość $\alpha' = \beta + \beta' - \gamma = \alpha_0 - \gamma$, gdzie $\text{tg } \gamma = \frac{u \xi}{\omega R}$ (por. ark. 2 rys. 4).

(Taka wartość α' nie uwzględnia zmiany prędkości ośrodka względem elementu, wywołanej oddziaływaniem sąsiednich elementów łopaty).

Po obliczeniu α' odczytuje się η_p (np. z wykresu załączonego w rozdz. 8), następnie oblicza się parametry a , t oraz $\text{ctg } \alpha$ (ark. 3 na rys. 7). Na podstawie $\text{ctg } \alpha$ określa się kąt α (będący właściwie następnym przybliżeniem γ), koryguje kąt α' , przyjmując $\alpha' = \alpha_0 - \alpha$ i wreszcie odczytuje η_p , dla tej skorygowanej wartości α' .

Jeżeli między wartościami η_p , otrzymanymi z 1 i 2 przybliżenia, istnieje różnica większa od 0,02⁴⁾, to obliczenie należy powtórzyć, tworząc — ewentualnie — dalsze przybliżenia⁵⁾.

Jeżeli natomiast między wartościami η_p , otrzymanymi jako dwa kolejne przybliżenia, istnieje różnica nie większa od 0,02 to obliczone wartości t i $\text{ctg } \alpha$ podstawia się do wzorów na c_p i c_m , oblicza wartości funkcji podcałkowych (ark. 4 na rys. 7), wykonywa wykresy tych ostatnich i — na koniec — w wyniku splanimetrowania wykresów, uzyskuje c_p i c_m dla założonej wartości posuwu λ (por. rys. 8).

W analogiczny sposób przeprowadza się obliczenia dla innych posuwów λ , uzyskując w ten sposób dalsze punkty charakterystyki śmigła.

⁴⁾ Liczba ta pozostaje w związku z dokładnością, z jaką można obliczyć η_p na podstawie opublikowanych charakterystyk profilowych.

⁵⁾ Liczba przybliżeń prawie nigdy nie przekracza trzech.

Dane do obliczeń wzięto z	Obliczenie charakterystyki aerodynamicznej śmigła 5868-R6	str.
z	Obliczenie charakterystyki aerodynamicznej śmigła 5868-R6	arkusz 4

Obliczenie współczynników ciągu C_p i momentu obrotowego C_m

dla $\lambda = 0,06366$ oraz $\beta_{x=0,75} = 15^\circ$

$$C_p = \int_{x_0}^1 \left\{ \left(t - \frac{1}{R} \right) \left[x - \frac{1}{R} \left(\frac{1-t}{x} \right) \right] - \frac{1}{8\pi} C_{xp} t^2 \frac{1}{R} \sqrt{1+ctg^2 \alpha} \right\} dx$$

$$C_m = \int_{x_0}^1 \left\{ \frac{1}{2} (t - \frac{1}{R})^2 x + \frac{1}{8\pi} C_{xp} t^2 \frac{1}{R} x ctg \alpha \sqrt{1+ctg^2 \alpha} \right\} dx$$

X	0,3365	0,4176	0,4941	0,56176	0,7500	0,8500	0,9500
1	0,3365	0,4176	0,4941	0,56176	0,7500	0,8500	0,9500
2	0,3520	0,4272	0,4572	0,4348	0,3686	0,3036	0,2292
3	0,1087	0,1302	0,1347	0,1352	0,1333	0,1289	0,1219
4				0,06366			
5	0,0450	0,0665	0,0710	0,0721	0,0696	0,0652	0,0582
6	0,00489	0,00868	0,00956	0,00975	0,00928	0,00840	0,00709
7	0,01454	0,02075	0,02024	0,01579	0,01237	0,00989	0,00747
8	0,3220	0,3968	0,4739	0,6018	0,7376	0,8401	0,9425
9	~0,08	0,039	0,022	0,020	0,020	0,019	0,019
10	0,0272	0,0163	0,0108	0,0123	0,0149	0,0161	0,0180
11	0,03826	0,05562	0,06158	0,05878	0,04913	0,03913	0,02794
12	0,0104	0,00091	0,00066	0,00072	0,00073	0,00063	0,00050
13	0,00044	0,0000362	0,0000263	0,0000286	0,0000290	0,0000250	0,0000199
14	0,001533	0,003400	0,004504	0,005839	0,006816	0,007032	0,006662
15	0,0365	0,0544	0,0665	0,0835	0,1000	0,1096	0,1158
16	0,000178	0,000471	0,000635	0,000814	0,000928	0,000921	0,000821
17	0,9967	1,2732	1,7422	2,7353	4,1490	5,5377	7,3454
18							
19	0,000219	0,000517	0,000681	0,000892	0,001048	0,001059	0,000967

Wykresy, wykonane dla poz. 14 i 19 dają, po splanimetrowaniu:

$C_p = 0,00372$ $C_m = 0,000561$

Dane do obliczeń wzięto z	Obliczenie charakterystyki aerodynamicznej śmigła 5868-R6	str.
z	Obliczenie charakterystyki aerodynamicznej śmigła 5868-R6	arkusz 3

Określenie sprawności profilowej

dla $\lambda = 0,06366$ oraz $\beta_{x=0,75} = 15^\circ$

(3. przybliżenie)

$$Q = \frac{1}{4R_1} \frac{x \cdot \cos \alpha_0}{\eta_p} + \frac{1}{4R_1} \sin \alpha_0$$

$$t = \frac{\lambda - \alpha}{2} + \sqrt{\left(\frac{\lambda - \alpha}{2} \right)^2 + \alpha \cdot x \cdot \operatorname{tg} \alpha_0} \quad \operatorname{tg} \alpha = \frac{x}{t} - \frac{t - \lambda}{x}$$

$$M_Q = \frac{\eta_p}{C} \frac{1}{30} \frac{1}{R_1} t \sqrt{1 + \operatorname{tg}^2 \alpha} \quad (\text{dla rzeczywistego rozkładu prędkości na elemencie łopaty})$$

Uwaga: całosc obliczen na arkuszu powtarzac dopoty, dopoki różnica między dwiema kolejnymi wartościami η_p nie stanie się mniejsza od ~0,02

X	0,3365	0,4176	0,4941	0,56176	0,7500	0,8500	0,9500
1	0,68857	0,65438	0,51503	0,41013	0,34335	0,30700	0,27889
2	0,56713	0,54757	0,45787	0,37945	0,32474	0,29348	0,26864
3	0,82364	0,83676	0,88902	0,92521	0,94580	0,95596	0,96324
4	0,27715	0,34943	0,43926	0,57141	0,70935	0,81256	0,91508
5	0,23170	0,27327	0,25447	0,25830	0,25751	0,26095	0,26494
6	0,0880	0,1068	0,1143	0,1087	0,0921	0,0759	0,0573
7	0,02439	0,03732	0,05021	0,06211	0,06533	0,06167	0,05243
8	0,04991	0,06848	0,05233	0,04124	0,02991	0,02227	0,01539
9	0,518	0,559	0,574	0,702	0,842	0,944	1,055
10	0,568	0,617	0,626	0,743	0,872	0,966	1,070
11	0,04366	0,0605	0,08020	0,0836	0,0749	0,0638	0,0497
12	0,01016	0,016532	0,020408	0,021176	0,019287	0,016648	0,013167
13	0,01000	0,00158	-0,00827	-0,00997	-0,00562	-0,00607	0,00698
14							
15	0,010216	0,016535	0,020476	0,021275	0,019318	0,016698	0,013216
16	0,1011	0,1286	0,1430	0,1458	0,1389	0,1290	0,1149
17	0,1111	0,1302	0,1347	0,1358	0,1333	0,1289	0,1219
18	3,030	3,208	3,670	4,546	5,825	6,592	7,793
19	0,0474	0,0665	0,0710	0,0721	0,0696	0,0652	0,0582
20	0,1409	0,1592	0,1438	0,1167	0,0928	0,0767	0,0613
21	2,889	3,049	3,526	4,429	5,532	6,515	7,732
22	19° 6'	18° 9'	15° 50'	12° 43'	10° 15'	8° 44'	7° 22'
23	9,773	10,296	13,432	20,616	31,603	43,445	60,783
24	3,126	3,209	3,665	4,541	5,621	6,589	7,796
25	0,3398	0,4178	0,4937	0,6166	0,7493	0,8493	0,9503
26	wg arkusza 2						
27	wg arkusza 2						
28	$\alpha_0 = \beta + \beta'$	34° 33'	33° 12'	27° 15'	22° 18'	18° 57'	15° 35'
29	$\alpha' = \alpha_0 - \alpha$	15° 27'	15° 3'	11° 25'	9° 35'	8° 42'	8° 13'
30	η_p	0,60	0,747	0,862	0,881	0,890	0,908

Rys. 7. Arkusz nr 3 i nr 4 do obliczenia charakterystyki aerodynamicznej śmigła

Współczynniki c_{xp} , występujące w funkcjach podcałkowych, odczytuje się oczywiście dla ostatniego przybliżenia na α' (np. z wykresu załączonego w rozdziale 8).

5. Arkusze obliczeniowe

Opisane obliczenie najwygodniej jest przeprowadzać tabelarycznie; pozwala to na dużą oszczędność czasu i daje możliwość wykonania obliczeń przez osoby, nie znające zupełnie podstaw teoretycznych metody.

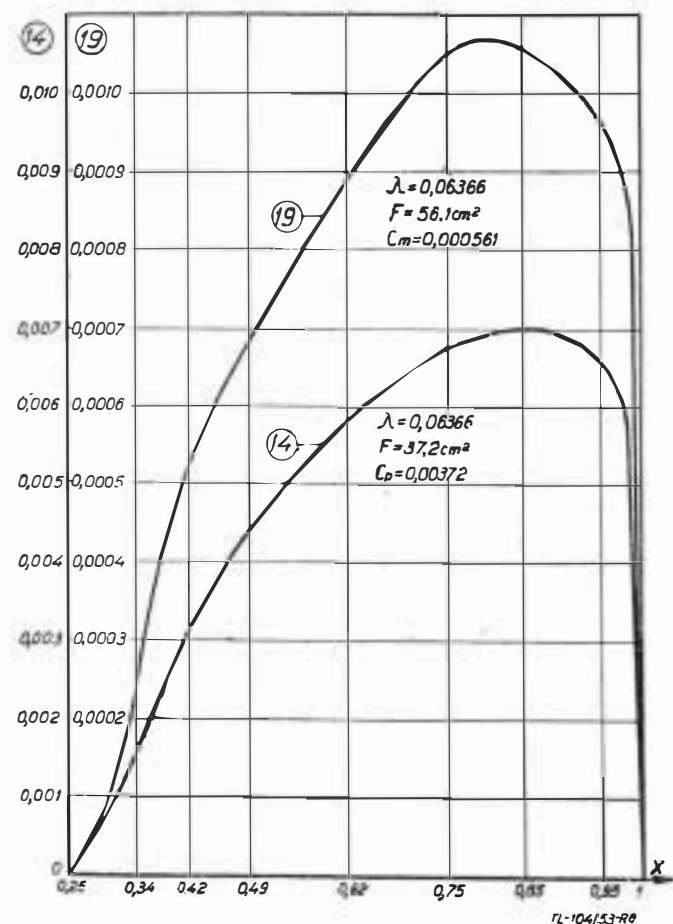
Wszystkie charakterystyki śmigieł, podane i omówione w rozdziale następnym, liczone były tabelarycznie na arkuszach wg rys. 4 i 7. Dla przykładu podano na tych arkuszach obliczenie (niekompletne) jednego punktu charakterystyki aerodynamicznej śmigła 5868-R6 [Lit. 2] dla kąta nastawienia łopaty $\beta_x = 0,75 = 15^\circ$ i posuwu $\lambda = 0,06366$.

Arkusz 1 zawiera tzw. uproszczoną charakterystykę geometryczną obliczanego śmigła ze wspomnianym już wykresem $\frac{g}{l_1}(x)$; w całokształ-

cie obliczeń śmigła arkusz ten występuje tylko jeden raz. Arkusz 2 zawiera wstępne obliczenie sprawności profilowej η_p ; występuje w obliczeniach raz jeden dla każdego założonego posuwu.

Na arkuszu 3 oblicza się dalsze przybliżenia η_p ; występuje on dwa do trzech razy dla każdego posuwu. Arkusz 4 wreszcie, zawiera ostateczne obliczenie funkcji podcałkowych; występuje on — podobnie jak arkusz 2 — raz jeden dla każdego posuwu.

Na rys. 8 podano wykresy funkcji podcałkowych, odpowiadające pozycjom 14 i 19 na arkuszu 4.

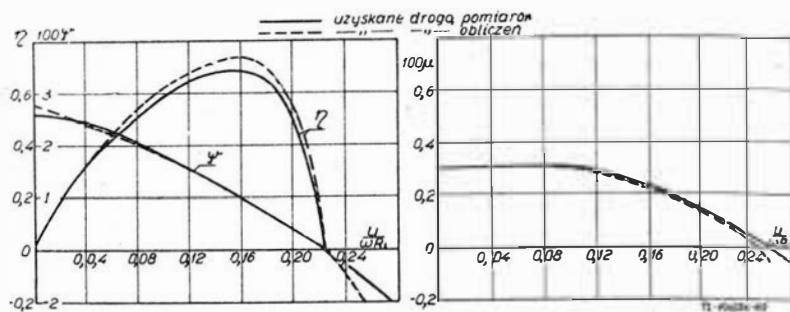


Rys. 8. Wykres służący do przeprowadzenia planimetrowania w celu obliczenia współczynników c_p i c_m

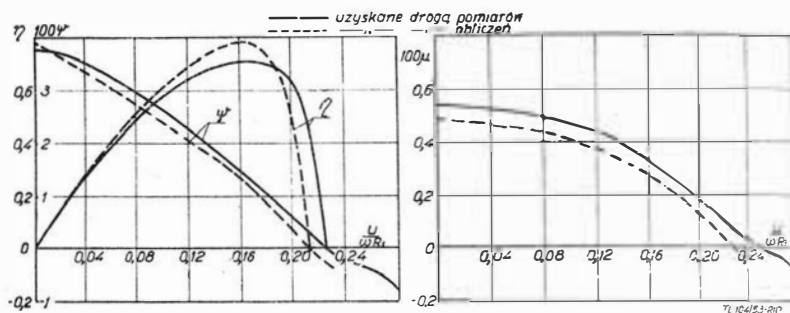
6. Sprawdzające obliczenia śmigieł

Dla wykazania praktycznej wartości metody prof. Witozyskiego, należało porównać obliczeniowe charakterystyki aerodynamiczne możliwie wielu śmigieł z ich charakterystykami pomiarowymi.

W celu wyeliminowania czynnika przypadkowości wybrano do przeliczeń śmigła jak najbardziej różniące się od siebie, a więc reprezentujące różne wymiary, profile, liczby Macha, skoki geometryczne, ilości łopat itp.



Rys. 9. Porównanie charakterystyk aerodynamicznych śmigła modelowego M36



Rys. 10. Porównanie charakterystyk aerodynamicznych śmigła modelowego M22

Ogółem przeliczono 5 charakterystyk dla czterech następujących śmigieł:

1) śmigło oznaczone 5868-R6, o charakterystyce wziętej z [Lit. 2]; $D = 3,05$ m, liczba łopat $m = 3$, profile typu RAF-6; liczba Macha na końcu łopaty $Ma = 0,45$. Śmigło to przeliczono dla dwu rozmaitych kątów nastawienia łopat, a mianowicie dla $\beta_x = 0,75 = 15^\circ$ i $\beta_x = 0,75 = 35^\circ$,

2) śmigło oznaczone C-6 o charakterystyce geometrycznej, zaczerpniętej z [Lit. 3]; o średnicy $D = 3,05$ m, ilości łopat $m = 2$; profilach typu Clark Y, pracujące przy $Ma = 0,85$ na końcu łopaty,

3) śmigło modelowe oznaczone M22, o charakterystyce wziętej z [Lit. 4]; o średnicy $D = 74$ cm, ilości łopat $m = 4$, profilach łopat typu A, B, C, D, E (pochodne Clark Y; porównaj [Lit. 5]),

4) śmigło modelowe M36, o charakterystyce wziętej również z [Lit. 4]; średnicy $D = 80$ cm, ilości łopat $m = 2$ i profilach typu RAF-6.

Nie udało się — niestety — wykonać przeliczeń dla śmigieł o profilach innych typów niż Clark Y i RAF-6, choć były do dyspozycji charakterystyki geometryczne i aerodynamiczne takich śmigieł (np. o profilach łukowych lub typu NACA-2400-34). Powodem był brak danych pomiarowych profili dla dostatecznie szerokiego zakresu grubości względnych [Lit. 6 i 7].

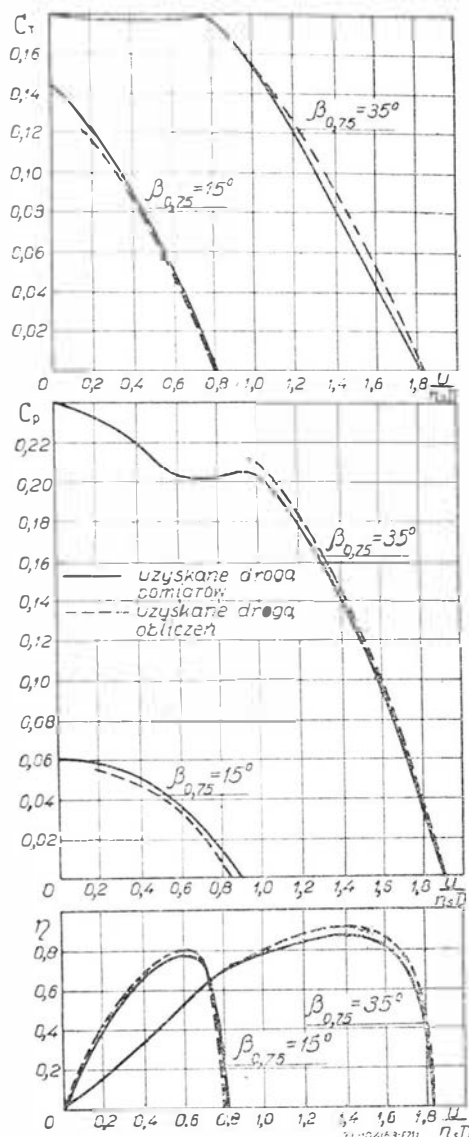
Na rys. 9 do 12 podano charakterystyki obliczeniowe i pomiarowe omówionych czterech śmigieł. Dla umożliwienia porównań przeliczono każdorazowo otrzymane drogą obliczeń współczynniki c_p , c_m , η na takie współczynniki, które zawierała opublikowana charakterystyka pomiarowa śmigła. W szczególności — charakterystyki śmigieł 5868-R6 i C-6 określone były współczynnikami CT , CP , CQ , których definicje wynikają z następujących, analogicznych do (1), wzorów na ciąg, moment obrotowy, moc i sprawność:

$$\begin{aligned} T &= CT \varrho n_s^2 D^4 \\ Q &= CQ \varrho n_s^2 D^5 \\ P &= CP \varrho n_s^3 D^5 \\ \eta &= \frac{CT}{CP} \frac{u}{n_s D} \end{aligned} \quad \dots \dots \dots [5]$$

Natomiast charakterystyki śmigieł modelowych M22 i M36 określone były współczynnikami ψ, μ, η [4] wynikającymi ze wzorów następujących:

$$\begin{aligned} P &= \psi \frac{\pi}{2} \varrho \omega^2 R_1^4 \\ M &= \mu \frac{\pi}{2} \varrho \omega^2 R_1^5 \\ \omega M &= \mu \frac{\pi}{2} \varrho \omega^3 R_1^5 \\ \eta &= \frac{\psi}{\mu} \cdot \lambda. \end{aligned} \quad [6]$$

Porównując (1), (5) i (6), można z łatwością ustalić związki między odpowiednimi współczynnikami, należącymi do różnych układów (tak np.: $c_p = \frac{C_T}{A^3} = \frac{\psi}{8}$; dla pozostałych współczynników obowiązują podobne związki).

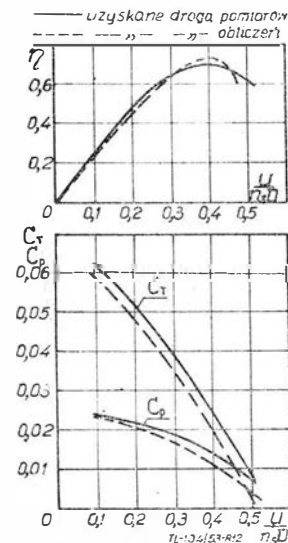


Rys. 11. Porównanie charakterystyk aerodynamicznych śmigła 5868-R6

Z rozpatrzenia wykresów porównawczych wynika ogólny wniosek, że rachunek daje daleko idącą zgodność z wynikami bezpośrednich pomiarów ciągu i momentu śmigła. Istniejące rozbieżności zostały (prawdopodobnie) spowodowane: 1) błędem w określeniu wartości η_p i c_{xp} dla poszczególnych przekrojów łopat, wynikającym częściowo z niedokładności opublikowanych charakterystyk profilowych, częściowo — z różnic między Ma i Re , dla których sporządzono charakterystyki profilowe, a wartościami Ma i Re , przy jakich pracują elementy łopat śmigła (wpływ różnych Re jest tu szczególnie trudny

do uchwycenia, ponieważ w charakterystykach profilowych, przyjętych jako podstawa obliczeń, podano tylko Ma); 2) odkształceniami śmigieł podczas pracy oraz niedokładnościami wykonania: oba te czynniki powodują zmianę rzeczywistej charakterystyki geometrycznej w stosunku do podanej.

Tak np. rozbieżności między charakterystyką pomiarową i obliczeniową śmigła M36 w zakresie dużych posuwów λ wyjaśnić można w sposób następujący: w zakresie posuwów większych od odpowiadającego ciągowi zerowemu, elementy śmigła pracują na ujemnych kątach natarcia. Natomiast opublikowane charakterystyki profilów (8), stanowiące podstawę obliczeń, nie obejmowały ujemnych kątów natarcia (α'). Dla otrzymania potrzebnych do obliczenia η_p wartości c_z zastosowano ekstrapolację liniową (rys. 13), co mogło dać zbyt duże η_p . Błąd in plus w określeniu η_p spowodowałby dla $\lambda > \lambda_{cP=0}$ błąd in plus w wartościach ψ i μ , co właśnie widać na wykresie (rys. 9).



Rys. 12. Porównanie charakterystyk aerodynamicznych śmigła C6

wtedy wyniki pomiarów będą właściwie odnosiły się do innego śmigła niż przedstawione za pomocą danej charakterystyki geometrycznej.

Ze wszystkich rozpatrzonych śmigieł najdalej idącą zgodność charakterystyk obliczonych z pomiarowymi wykazuje śmigło 5868-R6. Obliczenia dla kąta nastawienia $\beta_x = 0,75 = 15^\circ$ wykonano na podstawie danych [Lit. 8], dla $\beta_x = 0,75 = 35^\circ$ — na podstawie danych [Lit. 7].

Charakterystyki śmigła C-6 wykazują podobne systematyczne rozbieżności, jak śmigło M22. Powodem tych rozbieżności jest najprawdopodobniej błąd w wartościach η i c_{xp} : śmigło C-6 pracuje w zakresie dużych liczb Macha ($Ma = 0,85$ na końcu łopat), a źródła [Lit. 6], [Lit. 7] i [Lit. 8] podawały w zakresie tych liczb Macha różniące się między sobą dość znacznie wartości współczynników aerodynamicznych profilu Clark Y. Do przeliczeń wzięto dane według [Lit. 7] — być może — obarczone błędem.

7. Wnioski i uwagi końcowe

Wydaje się słuszne wysnuć z rozważań poprzedniego paragrafu następującego wniosku: metoda prof. Witoszyńskiego daje na ogół daleko idącą zgodność rachunku z pomiarem, przy czym oczekiwać można tym lepszej zgodności: 1) im lepsze warunki (określone przez Ma i Re), w jakich pracują elementy śmigła, odpowiadają warunkom, dla jakich podano charakterystyki profilowe, 2) im mniejsze są rozbieżności między charakterystyką geometryczną śmigła, przyjętą jako podstawę obliczenia, a rzeczywistym kształtem śmigła.

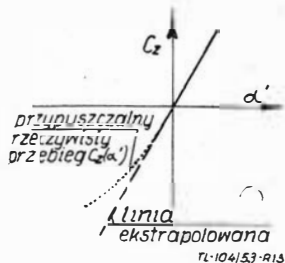
Z analizy błędów (nie przytoczonej w niniejszym artykule) wynika nadto ważna z punktu widzenia praktyki obliczeniowej uwaga, że na dokładność obliczeń znacznie większy wpływ wywiera η_p niż c_{xp} ; pierwszy z tych współczynników powinno się więc obliczać i odczytywać ze szczególną starannością.

O przydatności metody prof. Witoszyńskiego dla celów praktyki obliczeniowej świadczą m. in. jej następujące cechy:

1) metoda nadaje się do obliczenia całej charakterystyki aerodynamicznej, a nie tylko jej szczególnego punktu, jak to często ma miejsce w innych metodach; w szczególności pozwa-

la ona na obliczenie współczynników, odpowiadających zero-wej prędkości lotu (ciąg w miejscu);

2) zastosowanie metody nie jest ograniczone do pewnych szczególnych kształtów i profili łopat: z równą łatwością daje się ona stosować do śmigieł o dowolnych kształtach, liczbach i profilach łopat. W przypadku bardzo szerokich łopat zachodzi zwykle konieczność uwzględnienia ich wzajemnego wpływu, co się także daje łatwo wykonać drogą wprowadzenia do η_p współczynnika poprawkowego, odpowiadającego pracy profilu w palisadzie (por. Lit. 1);



Rys. 13. Przyjęty sposób ekstrapolacji funkcji $c_z = f(\alpha')$

3) stosowania metody nie ogranicza fakt, że pewne partie łopaty pracują (przy małych posuwach) z oderwaniem. Również i takie przypadki można uchwycić obliczeniem — pod warunkiem jednak, że są do dyspozycji charakterystyki profilowe, obejmujące odpowiednio duży zakres poza punktem, odpowiadającym oderwaniu;

Tablica 1

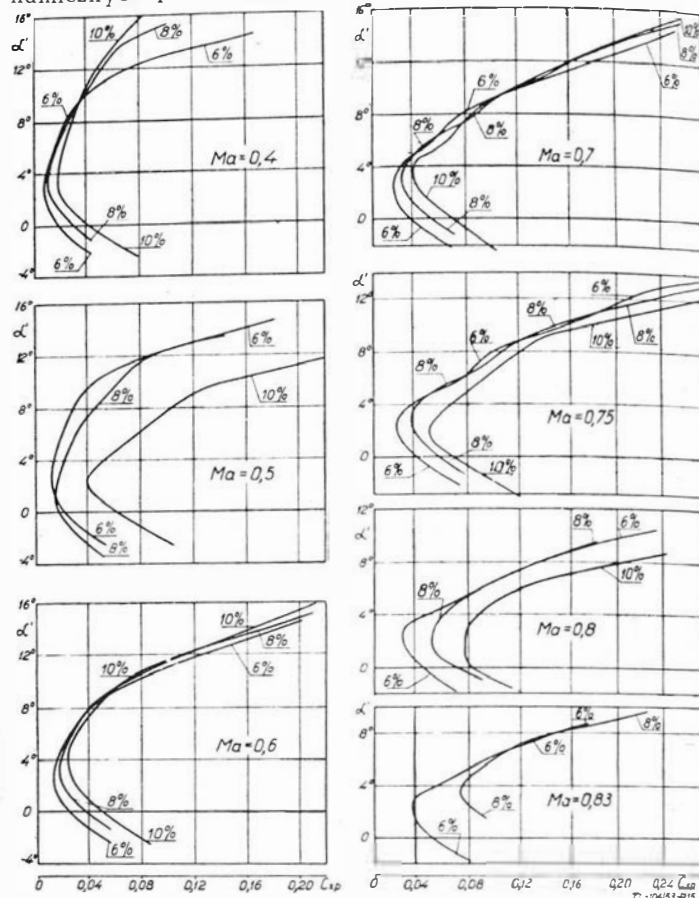
β'	Ma						
	0,4	0,5	0,6	0,7	0,75	0,8	0,83
$\frac{g}{l_1} = 6\%$	2,3°	2,25°	2,2°	2,3°	2,35°	2,4°	2,58°
$\frac{g}{l_1} = 8\%$	3,2°	3,2°	3,2°	3,25°	3,3°	3,3°	1,45°
$\frac{g}{l_1} = 10\%$	4,0°	3,8°	3,85°	4,0°	3,5°	2,7°	—

4) czas zużywany przeciętnie na obliczenie jednej charakterystyki (mowa o pojedynczej charakterystyce, nie o całej rodzinie), zawiera się w granicach 25 ÷ 40 godzin — zależnie od wprawy, ilości punktów, dla których prowadzi się rachunek, itd. Ze względu na wspomnianą zgodność obliczeń z pomiarami taki nakład czasu i pracy opłaca się i nie ogranicza możliwości stosowania metody w praktyce.

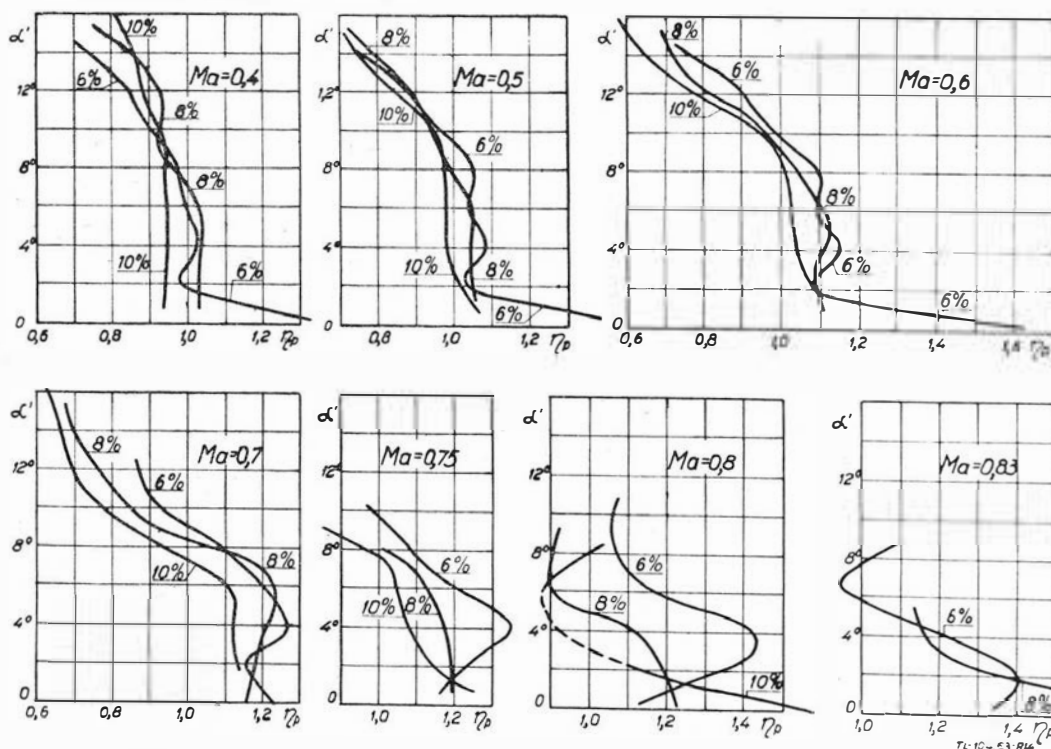
runków pracy, nie nadaje się natomiast — przynajmniej w przedstawionej tu formie — do projektowania śmigła (w sensie znalezienia jego optymalnych kształtów i wymiarów dla danych warunków pracy).

8. Wykresy współczynników $\eta_p(\alpha')$ i $c_{xp}(\alpha')$. Dodatek

Na rys. 14 i 15 podano wykresy współczynników aerodynamicznych profilu RAF-6, opracowane na podstawie [Lit. 7]



Rys. 15. Wykresy współczynnika oporu profilowego profilu RAF6 dla $g/l_1 = 6,8$ i 10%



Rys. 14. Wykresy sprawności profilowej profilu RAF6 dla g/l_1

Podkreślamy, że metoda prof. Witoszyńskiego nadaje się tylko do obliczania charakterystyki aerodynamicznej śmigła całkowicie określonego co do kształtu, wymiarów oraz wa-

i dostosowane do posługiwania się omówioną w poprzednich rozdziałach metodą obliczania charakterystyk śmigieł. Analogiczne wykresy dla profili Clark Y podane są w [Lit. 1].

Wykresy $\eta_p(\alpha')$ wykonano biorąc za podstawę charakterystyki profilowe dla wydłużenia nieskończonego i siedmiu różnych liczb Macha i obliczając η_p ze wzoru:

$$\eta_p = \frac{c_z}{2\pi\alpha'}$$

gdzie α' jest rzeczywistym kątem natarcia, mierzonym do prostej zerowej siły nośnej profilu. Kąt ten obliczano, odejmując od geometrycznego kąta natarcia kąt β' według tabeli 1 [Lit. 7].

W tabeli tej wartości β' dla $Ma = 0,5$ i $Ma = 0,75$ uzyskano w drodze interpolacji; pozostałe wartości zaczerpnięto wprost z [Lit. 8].

Na omówienie zasługuje wykres na rys. 14 z uwagi na nieregularny i nieuporządkowany przebieg poszczególnych linii. Przebieg taki może być częściowo spowodowany błędami w odczytaniu wartości c_z oraz α' z opublikowanych charakterystyk profilowych. Możliwość ta odnosi się głównie do małych kątów natarcia α' . Wydaje się

jednak, że zasadniczym powodem braku podobieństwa między liniami η_p dla poszczególnych grubości względnych jest faktyczna, obiektywna różnica w zachowaniu się poszczególnych profilów przy dużych liczbach Macha (wpływ ściśliwości), dodatkowym powodem zaś — błędy wykonania i błędy pomiaru badanych płytów (badane płyty miały cięciwę rzędu $25 \div 50$ mm). Wyjaśnienie to należy oczywiście traktować jako niesprawdzoną hipotezę.

Artykuł wpłynął dnia 29 grudnia 1953 r.

LITERATURA

1. Witoszyński Czesław — Śmigło (Prace Instytutu Aerodynamicznego w W-wie, Zeszyt VIII, 1949)

2. Hartman Edwin P. i Biermann David — The Aerodynamic Characteristics of Full-Scale Propellers Having 2, 3 and Blades of Clark Y and RAF-6 Airfoil Section, T. R. No 640, NACA, 1938
3. Wood Donald H. — Full-Scale Tests of Metal Propellers at High Tip Speeds, T. R. No 375, NACA, 1931
4. Bukowski Jerzy — Instalacja próbna do badania modeli śmigieł i pierwsze wyniki wykonanych pomiarów (Prace Instytutu Aerodynamicznego w W-wie, Zeszyt VII, 1939)
5. Bukowski Jerzy — Projekt śmigła (1936)
6. Briggs L. J. i Dryden H. L. — Aerodynamic Characteristics of Circular-Arc Airfoils at High Speeds, T. R. No 365, NACA, 1930
7. Stack John — The NACA High-Speed Wind Tunnel and Tests of Six Propeller Sections, T. R. No 463, NACA, 1933
8. Weick Fred — Aircraft Propeller Design (1930)
9. Aleksandrow W. L. — Wozduschnyje winty, G. I. O. P., Moskwa, 1951

Lotnicze słownictwo techniczne

Zbiór błędów słownictwa lotniczego

W bieżącym zeszycie „Techniki Lotniczej” podajemy najczęściej spotykane błędy lotniczego słownictwa technicznego, jakie notorycznie spotykane są w różnych wydawnictwach. Zasadniczo terenem, na którym walczymy od dawna w tej sprawie, są nasze działy „Na półkach księgarskich” — gdzie zamieszczamy wzmianki bibliograficzne o książkach oraz „Skrzyka Techniczna”, w której kilka razy drukowaliśmy polemiki prowadzone przez autorów książek recenzowanych i autorów „zaczepionych” wzmianek. Obecnie chcemy materiał zgromadzony w tej akcji podać w postaci jednolitej tak, by mógł stanowić rodzaj słownika błędów.

Większość prawidłowych określeń opieramy na pracach Komisji Językowych i zawodowych PKN, publikacjach naukowo-badawczych PAN, poważniejszych wydawnictwach PWT i PWN. Większość wskazanych błędów nie wymaga wyjaśnienia. Błędy zebrane poniżej stanowią często niechlujny osad z dawnej „gwary” lotniczej i powinny być z polskiego słownictwa lotniczo-technicznego całkowicie wyeliminowane.

W słowniku tekstem zwykłym podajemy wyrażenia nieprawidłowe, drukiem tłustym — wyrażenia i określenia poprawne. W części końcowej są zamieszczone pewne zasadnicze określenia, często mylnie interpretowane, z krótkimi wyjaśnieniami. atmosfera standart ... **atmosfera wzorcowa (AW)** (patrz

PNL/02001).

amortyzator oleopneumatyczny ...	} amortyzator olejowo-powietrzny
amortyzator oleopowietrzny	
amortyzator olejowopneumatyczny	
awaria ...	uszkodzenie
balast ...	ciężar wyważający
bak ...	zbiornik
boleć ...	sworzeń
buks ...	tulejka
ciężar gatunkowy ...	ciężar właściwy
centropląt ...	środkowa część skrzydła
cybant ...	obejma, opaska
detal ...	element
deska przyrządów ...	tablica pokładowa
drzewo ...	drewno
dykta ...	sklejka
degradacja statecznika ...	zaklinowanie statecznika
fletner, fletnerek ...	klapka wyważająca
gęstość masowa ...	gęstość
generator ...	prądnicą
guzik ...	przycisk
helikopter ...	śmigłowiec
hauba śmigła ...	kołpak śmigła
instrument ...	przyrząd pokładowy
ilość obrotów ...	liczba obrotów
ilość obrotów na minutę ...	prędkość obrotowa
interceptor ...	przerzywacz
karburator ...	gaźnik
karnister ...	bańka
kabina szczelna ...	kabina ciśnieniowa
kausza ...	chomątko linki
knypel ...	drażek sterowy
kompresor ...	sprężarka
kompas ...	busola
kompresja ...	spręż
kołektor smaru ...	studzienka, osadnik oleju
kran ...	zawór

lasza ... **blacha węzłowa, nakładka**
 licznik obrotów ... **obrotomierz**
 limuzynka ... **osłona kabiny**
 motor ... **silnik**
 magneto ... **iskrownik**
 manetka ... **dźwignia** (np. gazu)
 mamka ... **zbiornik opadowy**
 napór dynamiczny ... **ciśnienie dynamiczne**
 napęd reakcyjny ... **napęd odrzutowy**
 opierzenie ... **usterzenie**
 olej rozrzedzony benzyną ... **olej rozcieńczony benzyną**
 oliwa ... **olej**
 pióro śmigła ... **łopata śmigła**
 pompa trybikowa ... **zębata pompa**
 protektor opony ... **bieżnik opony**
 radiator ... **chłodnica**
 ramię śmigła ... **łopata śmigła**
 rolowanie ... **kołowanie**
 rączka ... **uchwyt, rękojeść**
 silnik gwiazdzisty ... **silnik gwiazdowy**
 siła wiatru ... **prędkość wiatru**
 siła ciągu ... **ciąg**
 siedzenie ... **fotel** (np. pilota)
 szybkość ... **prędkość**
 szybkościomierz ... **prędkościomierz**
 śmigło o stałym skoku ... **śmigło stałe**
 śmigło o zmiennym skoku ... **śmigło przestawialne**
 skręt ... **zakręt**
 śrubokręt ... **wkrętak**
 starter ... **rozrusznik**
 smar (bez oznaczenia, że ciekły) ... **olej**
 sloty ... **skrzelą**
 strzałka ... **wskazówka**
 samolot szybkościowy ... **samolot szybki**
 tankowanie ... **napędzanie olejem, paliwem**
 tatowanie przyrządu pokładowego ... **wzorcowanie przyrządu pokładowego**
 trymer ... **klapka wyważająca**
 waga ... **ciężar**
 wypadek ... **przypadek** (wypadek stosuje się w znaczeniu katastrofy)
 wiraż ... **zakręt**
 wentyl ... **zawór**
 wyczyzny ... **osiągi**
 współczynnik sprawności ... **sprawność**
 wybieg ... **rozbieg** — przy starcie, **dobieg** — przy lądowaniu
 zegar ... **przyrząd pokładowy względnie wskaźnik**
 żyroskop ... **giroskop**
 Płyny dzielą się na gazy i ciecze
 Cyfry — symbole 1, 2, 3...
 Liczba — wielkość matematyczna (np. 128)
 Skalowanie przyrządu pokładowego — sporządzanie skali
 Cechowanie przyrządu pokładowego — zaopatrywanie przyrządu w cechę stwierdzającą np. klasę dokładności
 Wzorcowanie przyrządu pokładowego — porównywanie wskaźników przyrządu danego z przyrządem wzorcowym w celu określenia błędu przyrządowego
 Położenia klap: wychylone — niewychylone
 Położenia podwozia chowanego: wciągnięte — wypuszczone

Nowości techniczne

Szybowiec z ruchomymi skrzydłami

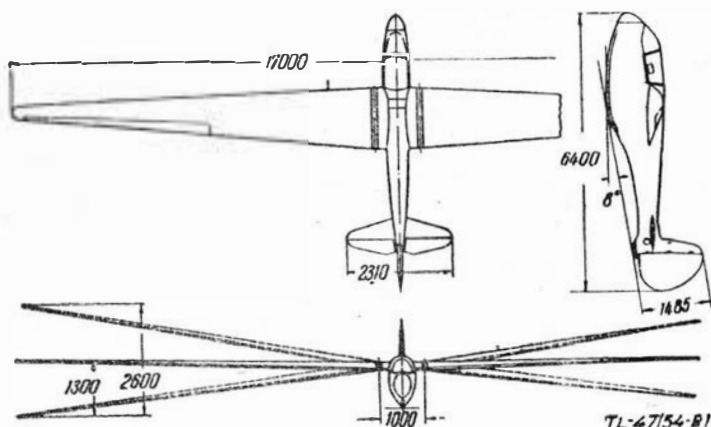
Na tegorocznym pokazie lotniczym w Moskwie, który odbył się z okazji święta lotnictwa Związku Radzieckiego, pilot J. Rudnicki zademonstrował po raz pierwszy szybowiec „Kaszuk” o ruchomych skrzydłach konstrukcji inż. A. Manockowa. Korzystając z pobytu inż. Manockowa w Polsce (jako członka ekipy szybowników radzieckich przybyłych na

Cechą charakterystyczną „Kaszuka” jest sprężyste zawieszenie skrzydeł, które mogą wychylać się dokoła osi podłużnej o $\sim 150^\circ$ w górę i w dół od położenia średniego. „Resorem” skrzydła jest tłok sprężający powietrze w cylindrze. Pilot posiada możliwość unieruchamiania skrzydeł, z której korzysta podczas startu, lądowania i dla porównywania własności lotnych szybowca „machającego” i sztywnego.

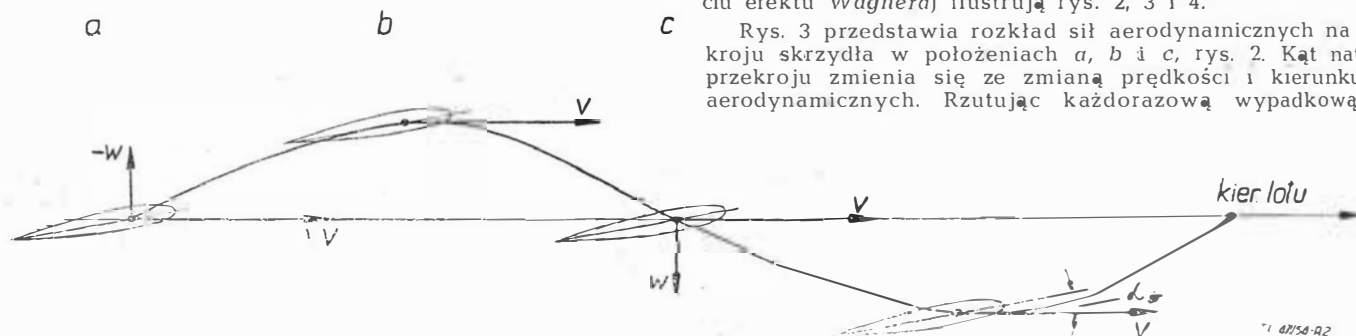
Sprężyste zawieszenie skrzydeł ma na celu wykorzystanie energii pulsacji atmosfery (podmuchów). Inż. Manockowa naprowadził na myśl tego rodzaju szybowca fakt, że niektóre ptaki morskie wyrzucone przez burzę na ląd tracą swoje dobre własności lotne. Ptaki te lecąc nisko nad morzem wykonują długie przeloty wykorzystując turbulencję powietrza, wywołaną przez fale. Wyrzucone na brzeg, nie przystosowane do występującej nad lądem stałym wielokrotnie mniejszej częstości pulsacji powietrza, dysponując wyłącznie zapasem własnej energii, szybko ją wyczerpują i muszą „lądować”. Zjawisko to dobitnie ilustruje duże możliwości jakie kryje dla szybownictwa wykorzystanie energii podmuchów.

Analizując wyniki pomiarów obciążenia samolotów w burzliwej atmosferze, inż. Manockow stwierdził, że częstość podmuchów zmienia się w stosunkowo niewielkim zakresie, a maksimum ich występowania przypada dla częstości 1–2 Hz. Umieszczając w tym zakresie częstość drgań własnych skrzydła szybowca, regulowaną w locie przez zmianę objętości cylindra, otrzymuje się rezonans między pulsacją atmosfery a wychyleniami skrzydła. Aerodynamikę skrzydła ruchomego przy upraszczającym założeniu opływu ustalonego (pominięcia efektu Wagnera) ilustrują rys. 2, 3 i 4.

Rys. 3 przedstawia rozkład sił aerodynamicznych na przekroju skrzydła w położeniach a, b i c, rys. 2. Kąt natarcia przekroju zmienia się ze zmianą prędkości i kierunku sił aerodynamicznych. Rzutując każdorazową wypadkową siłę



Rys. 1. Widok w trzech rzutach szybowca „Kaszuk”



Rys. 2. Tor lotu przekroju skrzydła podczas jednego wahnięcia

Międzynarodowe Zawody Szybowcowe w Lesznie), udało się grupie inżynierów SZD i I. Lot. uzyskać parę cennych informacji o tej nowej i oryginalnej konstrukcji. W lipcowym zeszycie radzieckiego miesięcznika „Krylja Rodiny” ukazał się tymczasem opis „Kaszuka”, który pomógł uzupełnić informacje konstruktora.

„Kaszuk” posiada następujące dane:

Rozpiętość	17 m
Powierzchnia nośna	15,1 m ²
Wydłużenie	19,2
Ciężar w locie	400 kg
Obciążenie powierzchni nośnej	26,5 kg/m ²
Profil skrzydła	Clark YH-14

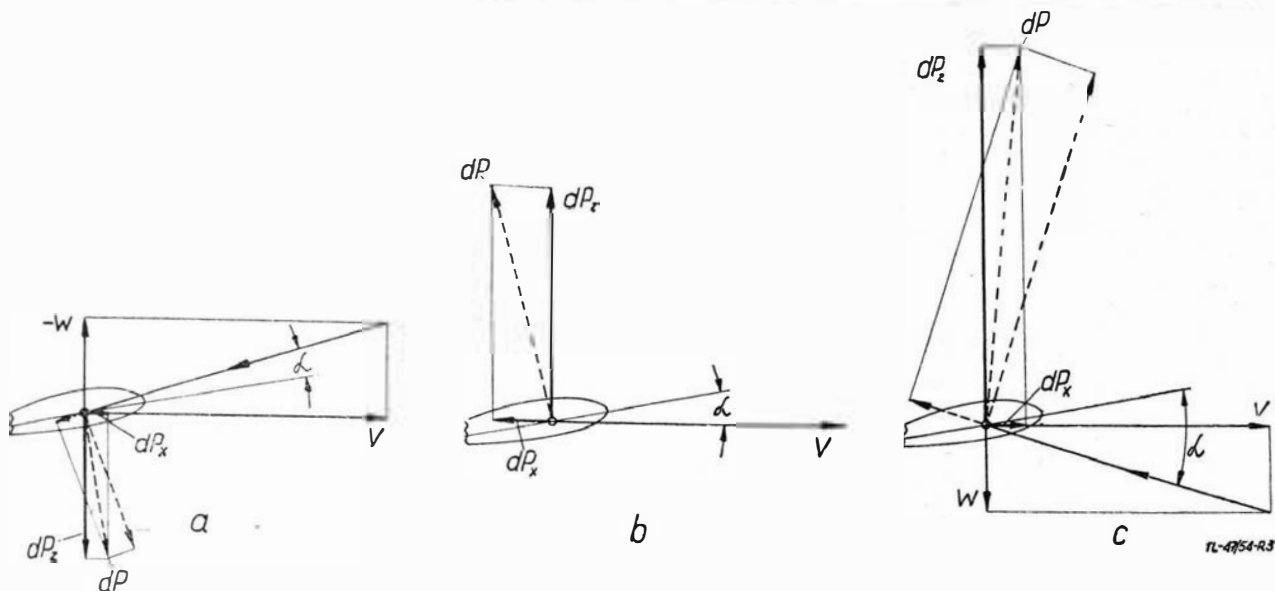
Szybowiec inż. Manockowa bazuje na kadłubie i usterzeniu znanego z Międzynarodowych Zawodów Szybowcowych w Lesznie wyczynowego A 9.

aerodynamiczną na kierunku prostopadły i zgodny z kierunkiem lotu otrzymuje się siłę nośną i oporu. Na rysunku 4 został przedstawiony przebieg zmiany siły nośnej i oporu rozpatrywanego przekroju skrzydła w czasie jednego wahnięcia. Podczas gdy wartość średnia siły nośnej nie różni się od wartości statycznej b, odpowiadającej skrzydłu sztywnemu, średnia wartość oporu jest mniejsza od wartości statycznej. Przechodząc od rozpatrywanego przekroju do całego skrzydła można więc stwierdzić, że przy jednakowej sile nośnej opór skrzydła wykonującego periodyczny ruch wahający jest mniejszy od oporu skrzydła nieruchomego, a więc doskonałość skrzydła ruchomego jest większa od doskonałości skrzydła sztywnego.

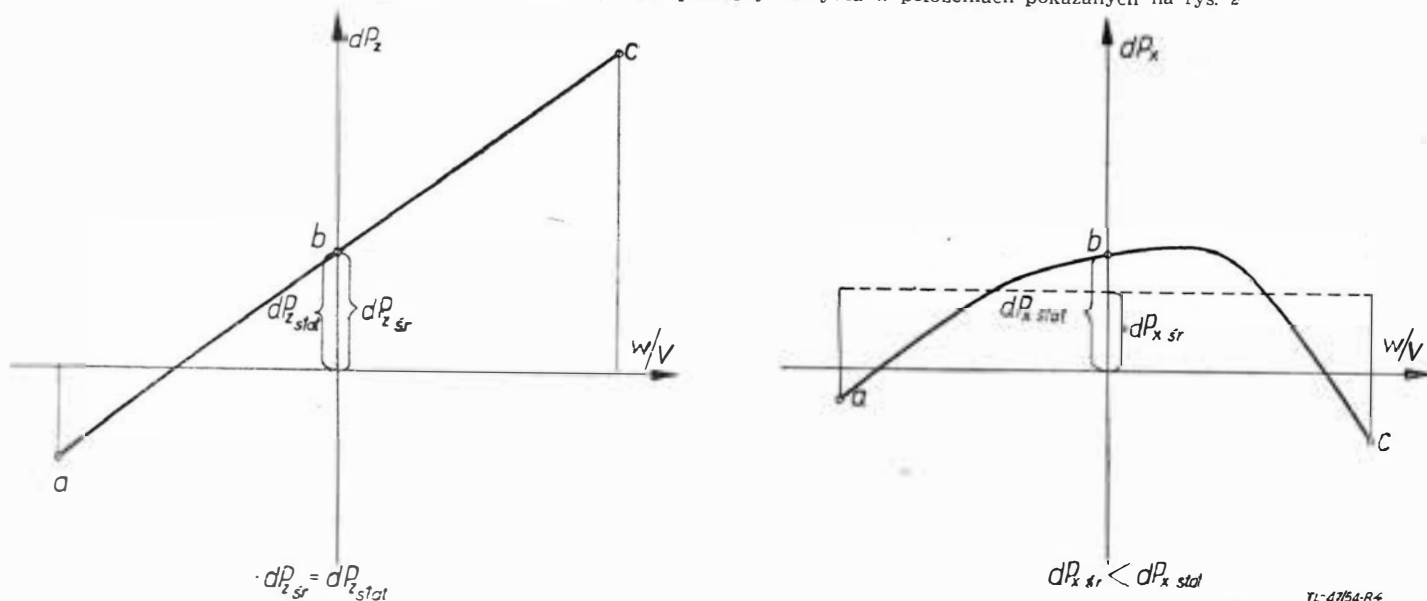
W zależności od intensywności impulsów, a więc prędkości katowej wychylenia skrzydła, otrzymuje się dla danego kąta natarcia i związanej z nim prędkości lotu ustalonego różne wartości siły oporu. Szybowiec inż. Manockowa po-

Pozdrawiamy radzieckich naukowców służących sprawie pokoju i dobrobytu mas pracujących

Stosując doświadczenia radzieckie zwiększasz swój udział w walce o wzrost dobrobytu narodu

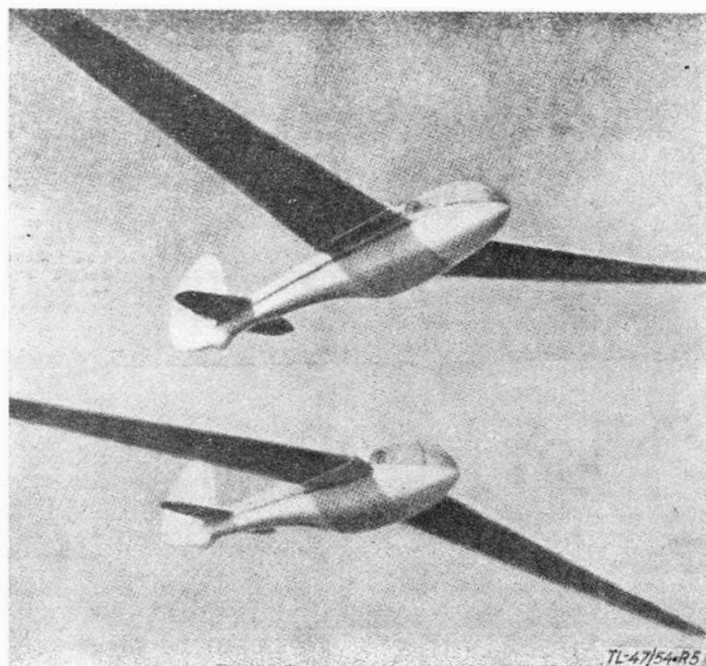


Rys. 3. Siły aerodynamiczne działające na przekrój skrzydła w położeniach pokazanych na rys. 2

Rys. 4. Wykresy sił dP_z i dP_x w funkcji $\frac{\omega}{V}$

siada więc nie jedną lecz szereg krzywych biegunowych, które różnią się od biegunowej szybowca ze skrzydłem nieruchomym nie tylko większą doskonałością, lecz również przesunięciem optymalnego współczynnika siły nośnej w kierunku większych prędkości, co posiada niepoślednie znaczenie dla szybowca wyczynowego.

Próby w locie wykazały, że pilotaż szybowca ze skrzydłami wahającymi nie różni się ani w locie prostym, ani w krążeniu od pilotażu szybowca sztywnego nawet w warunkach burzliwych przy pełnym ruchu skrzydeł. Należy również podkreślić, że „resorowanie” skrzydeł wydatnie zmniejsza przyspieszenie działające na pilota.



Rys. 5. Fotografie szybowca „Kaszuk” w locie. Skrzydła w skrajnych położeniach

Porównanie biegunowych szybowca ze skrzydłami wahającymi i unieruchomionymi natrafiło na poważne trudności wynikające z konieczności wykonywania lotów pomiarowych w warunkach istnienia turbulencji powietrza. Choć brak opracowanej metody pomiaru biegunowej w locie nieustalonym nie pozwolił dotychczas na przeprowadzenie tego ciekawego porównania, jednak loty wykonane przy pozornie całkowicie spokojnej atmosferze wykazały istnienie periodycznych wahań skrzydła o amplitudzie $\sim \pm 20$ cm i maksymalną doskonałość $d_{max} \sim 31$ przy $V_{opt} = 115$ km/h, w porównaniu z $d_{max} \sim 27$ i $V_{opt} = 80$ km/h dla szybowca ze skrzydłami unieruchomionymi.

J. S.

Powłoki ochronne o dużej odporności na erozję

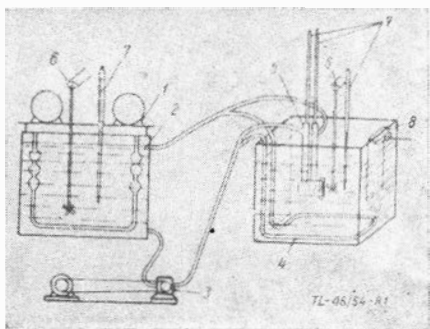
Przez pracowników Instytutu Chemii Fizycznej Akademii Nauk ZSRR została opracowana pod kierunkiem N. D. Tomaszowa metoda głębokiego (grubowarstwowego) anodowania stopów aluminiowych. Otrzymane tą drogą powłoki odznaczają się szeregiem cennych zalet, m. innymi wielokrotnie większą odpornością na erozję niż powłoki anodowe, otrzymane sposobami powszechnie stosowanymi.

Poniżej przytaczamy, zaczerpnięty z zeszytu 12/1953 czasopisma „Żurnal Prikladnoj Chimii”, opis badania anodowanych próbek na odporność erozyjną, zagadnienie aktualne w lotnictwie, oraz wyniki badania gładkości powłok głęboko anodowanych.

Opis badań

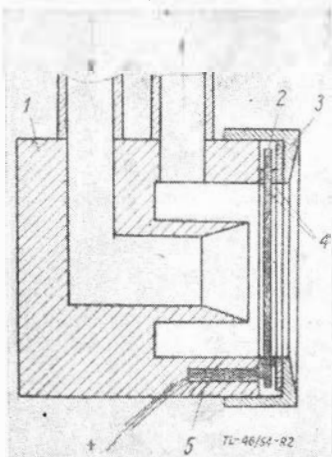
Anodowaniu prądem stałym poddawano próbki wycięte ze stopu AMG oraz z walcowanego stopu AK-4-1, poddanemu przesycaniu w ciągu 8 godzin przy temperaturze $530 \pm 10^\circ\text{C}$ oraz dziesięciogodzinnemu starzeniu w temperaturze 200°C .

Grubowarstwowe anodowanie przeprowadzono na urządzeniu, pokazanym na rys. 1. Chłodnica 1 tego urządzenia oziębia 0,2% roztwór dwuchromianu potasu, znajdujący się w zbiorniku 2¹⁾. Ze zbiornika 2 roztwór ten za pomocą pom-



Rys. 1 — Schemat urządzenia do głębokiego anodowania próbek

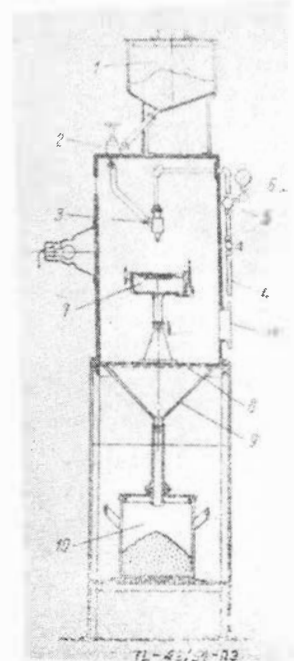
py 3 przetłaczany jest do wężownicy ołowianej 4, celem ochłodzenia elektrolitu i równoległe do specjalnej oprawy ze szkła organicznego 5, która służy dla wewnętrznego ochłodzenia próbki i doprowadzenia do niej prądu. Elektrolit mieszany jest za pomocą mieszadła szklanego 6. Temperaturę elektrolitu i roztworu chłodzącego wskazują z dokładnością do $0,1^\circ\text{C}$ termometry 7. Katodę stanowi płytka ołowiana 8. Schemat oprawy do chłodzenia wewnętrznego próbki w czasie anodowania pokazano na rys. 2.



Rys. 2 — Sposób chłodzenia próbki przy głębokim anodowaniu

Piasek podawany był z zasobnika 1 poprzez zawór 2 oraz dyszę 3, której końcówka była od wewnątrz cementowana. Strumień piasku zasysany był za pomocą powietrza doprowadzonego rurą 4. Powietrze dostarczone do urządzenia było odwadniane i odoliwiane. Ciśnienie powietrza, które rejestrował manometr 6, regulowano zaworem ręcznym 5. Doświadczenia przeprowadzono przy 0,6 atn, co odpowiadało prędkości strumienia piasku 275 m/sek. Badane próbki mocowano

w stoliku obrotowym 7 do kaset zaopatrzonych w komplet daszków, które miały otwórki o rozmaitej wielkości i średnicach. Stolik mógł być podnoszony, opuszczany oraz obracany około osi pionowej i poziomej. Strumień piasku padał na próbkę badaną pod kątem 45° . Odległość od krawędzi dyszy wynosiła (w pionie) 180 mm. Daszek kasety wybierano z otworem ϕ 10 mm.



Rys. 3 — Stoisko do badania odporności na erozję

nie część grubości warstwy. Dla warstw cienkich, jak wykazały doświadczenia, metoda ta okazała się nieodpowiednią, ponieważ część ziarn piasku przebija cienką warstwę tlenku i grzęźnie w metalu.

Grubość powłoki w przypadku warstw cienkich określano za pomocą ważenia, a w przypadku warstw grubych za pomocą bezpośredniego pomiaru szlif u pod mikroskopem. Dla dokładnego określenia końca badania, warstwy ochronne barwiono za pomocą fioletowego barwnika anilinowego. Barwienie przeprowadzano w sposób następujący: niezwłocznie po anodowaniu zanurzano badaną próbkę w roztworze barwnika ograniczonego do temperatury 50°C i trzymano ją tam przez 4 godziny, podczas których ciecz barwiącą oziębano stopniowo do temperatury otoczenia.

Mikrotwardość warstwy głęboko anodowanej mierzono na przekrojach za pomocą przyrządu Chruszczowa-Wierkowicza (model 1). Pomiaru dokonywano na kilku próbkach na odległości 40 mikronów od granicy metal-tlenek.

Mając na uwadze ważność zachowania należytej gładkości powierzchni, przeprowadzono badanie gładkości warstw anodowanych, otrzymanych różnymi metodami. Pomiar przeprowadzono za pomocą profilometru „Abbot”.

Wyniki badań

Wyniki badań, przedstawione w tabelach 1 i 2 wykazują, że warstwa twardego tlenku otrzymana w drodze głębokiego anodowania według sposobu opracowanego przez Instytut Chemii Fizycznej, posiada dziesiątki razy większą odporność na erozję niż powłoki otrzymywane normalnymi metodami anodowania. Wysoka odporność na erozję warstwy twardego

¹⁾ Dodatek dwuchromianu potasu zastosowano w celu ochrony części pompy od korozji.

²⁾ Cecha ziarnistości pokazuje numery sit, na których zatrzymuje się większość przesiewanego piasku.

Tabela 1

Porównanie odporności na erozję warstw anodowych utworzonych na materiałach AK-4-1 i AMG normalnym sposobem

Stop	Metoda anodowania	Gęstość prądu (A/dm ²)	Napięcie (V)	Czas (min)	Temperatura (°C ± 2)	Średnia grubość warstwy (μ)	Czas całkowitej erozji (sek) średnia wyników badań	Odporność właściwa na korozję (sek/μ)
AMG	kwaśna chromowa (3% CrO ₃)	0,6 — 1,0	0 — 40 40	$\frac{+15}{45} = 60$	40	6,5	571	88
AK-4-1	kwaśna chromowa (3% CrO ₃)	0,7 — 1,5	0 — 40 40	$\frac{15}{45} = 60$	36	4	251	63
	kwaśna chromowa (9,5% CrO ₃)	0,8 — 1,5	0 — 40 40	$\frac{5}{25} = 30$	37	3	202	67
	kwaśna z kw. siarkowym (20% H ₂ SO ₄)	1,5	15 — 18	30	18	13	348	27
	kwaśna z kw. szczawowym (5% H ₂ C ₂ O ₄)	1,5	30 — 32	40	30	6	637	106

Tabela 2

Odporność na erozję warstwy tlenku otrzymanego metodą głębokiego anodowania różnymi metodami na stopie AK-4-1

Nr określający warunki anodowania	średnia grubość warstwy (μ)	czas pełnej erozji (sek)		odporność właściwa (sek/μ)	strata ciężaru podczas erozji (G)		Mikrotwardość (kG/mm ²)	U w a g i
		rozpiętość wyników poszczególnych prób od — do	wynik średni		rozpiętość wyników poszczególnych prób od — do	wynik średni		
1	121	10900 15480	12993	107	0,0008 0,0016	0,0011	—	
2	102	7670 10057	8820	86	0,0014 0,0020	0,0019	318	
3	58	8960 10670	10001	173	0,0007 0,0009	0,0008	—	
4	68	4420 5201	4827	—	—	—	330	Odporność na erozję określano po spolerowaniu warstwy tlenku
5	160	20645 22870	21812	137	0,0009 0,0012	0,0010	20	
6	155	9225 10310	9718	—	—	—	—	Odporność na erozję określano po spolerowaniu warstwy tlenku
7	150	8620 9400	9116	—	—	—	—	Odporność na erozję określano po spolerowaniu warstwy tlenku
8	51	4215 5960	4775	94	0,0007 0,0023	0,0014	390	

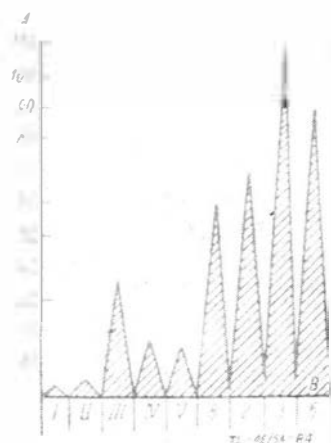
tlenku jest nie tylko rezultatem jego dużej grubości, lecz również wynika z jego wyższej odporności właściwej na erozję.

Zmieniając warunki anodowania, można otrzymać warstwę tlenku o wyższej ogólnej i właściwej odporności korozyjnej.

szey grubości wykazały wyższą odporność właściwą na korozję niż warstwy o grubości większej, otrzymane w tych samych parametrach anodowania (prąd, temperatura, elektrolit), co przypisywane jest większej ścisłości zewnętrznej części warstwy.

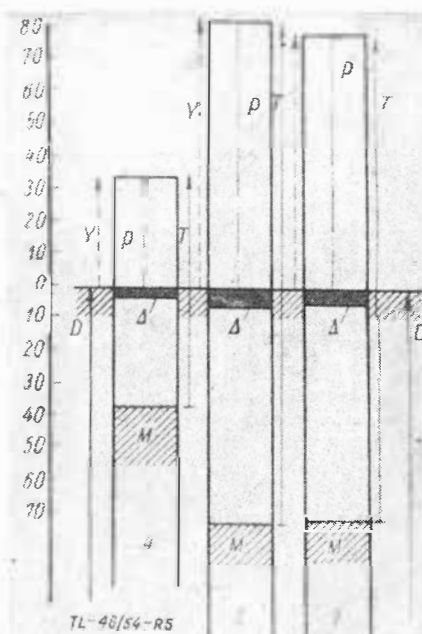
Nie zauważono żadnego związku pomiędzy mikrotwardością a odpornością na erozję, co tłumaczy się różnicą mechanizmów badania na twardość (wciskanie diamentowego ostrosłupa) a mechanizmem erozji.

We wszystkich trzech badanych wariantach procesu kwaśnego chromowego tworzą się powłoki o praktycznie jednakowej odporności erozyjnej, co związane jest z jednakową strukturą i jednakowym składem otrzymanych w tym procesie powłok. Odporność właściwa na erozję powłok otrzymanych w drodze anodowania kwaśnego chromowego jest znacznie wyższa niż odporność właściwa powłok otrzymanych przy użyciu kwasu siarkowego w normalnie stosowanym procesie (tabela 1). Jest to wynikiem większej plastyczności powłok, otrzymanych przy użyciu kwasu chromowego. Powłoki te lepiej znoszą działanie strumienia cząstek piasku, aniżeli twardsze lecz cieńsze i bardziej kruche powłoki tlenkowe, utworzone na miękkim podkładzie. Powłoki tego ostatniego typu pękają przy uderzeniu i wciskają się w materiał podstawowy. W przypadku grubych powłok, utworzonych za pomocą kwasu siarkowego, zjawisko to nie zachodzi, ponieważ energia kinetyczna cząstek piasku jest niedostateczna dla złamania grubej i wytrzymałej warstwy tlenku. Twardość natomiast takich powłok zapewnia z reguły ich



Rys. 4 — Zmiana szorstkości powierzchni stopu AK-4-1 pod wpływem anodowania. A — wzrost szorstkości Hs-k (w mikrocachach); B — metody względnie warunki anodowania. Metody anodowania: I — kwaśna chromowa (3% CrO₃), II — kwaśna chromowa (9,5% CrO₃), III — kwaśna siarkowa normalna (20% H₂SO₄ i 20°C), IV — kwaśna z kw. szczawowym (5% H₂C₂O₄), V — z kwaśnym siarczanem; 8, 2, 3, 5 — numer odpowiadający warunkom głębokiego anodowania.

Fakt ten potwierdzają wyniki badań porównawczych warstw przeciwerozyjnych, przeprowadzone metodą pomiaru ubytku ciężarowego (tabela 2). Warstwy twardego tlenku o mniej-



Rys. 5 — Zmiana wymiarów powłoki po głębokim anodowaniu z następnym polerowaniem tlenków. A — wymiary (w mikronach), M — materiał, D — wymiar żądany na gotowym przedm. Y — przyrost wymiaru, P — zmniejszenie wymiaru pod wpływem polerowania, T — grubość warstwy tlenku, Δ — zmniejszenie wymiaru przy anodowaniu z następnym polerowaniem; 4, 5, 7 numer odpowiadający warunkom anodowania.

większą odporność na erozję w stosunku do powłok otrzymanych przy użyciu kwasu chromowego.

Rys. 4 obrazuje wzrost szorstkości powierzchni pod wpływem anodowania różnymi metodami. Jak należało się spodziewać, szorstkość powierzchni zwiększa się pod wpływem anodowania. Szczególnie wzrasta ona w przypadku anodowania głębokiego. Na skutek stwierdzenia znacznego wzrostu szorstkości powierzchni pod wpływem głębokiego anodowania przeprowadzono próby polerowania warstwy tlenku. Warstwa ta daje się lekko polerować przy użyciu tlenku chromu. Przy gładkościach rzędu 9 należy spolerować warstwę tlenku o taką wielkość, o jaką w przybliżeniu różni się wymiar wyrobu po anodowaniu od wymiaru żadanego (rys. 5). W wyniku polerowania otrzymuje się dostatecznie gładką warstwę twardego tlenku, posiadającą wysoką odporność na erozję (przewyższającą 15—40 razy odporność na erozję powłok, otrzymanych w drodze anodowania sposobami normalnymi), jak to wynika z danych zamieszczonych w tabelach 1 i 2.

Wnioski

1. Przeprowadzone badania wykazały możliwość znacznego zwiększenia odporności na erozję powierzchni stopu aluminiowego przez zastosowanie głębokiego anodowania.
2. Proces anodowania zwiększa szorstkość powierzchni anodowanych elementów, ponieważ jednak warstwa utworzonego tlenku daje się stosunkowo łatwo polerować, szorstkość powierzchni można zmniejszyć przez polerowanie, praktycznie nie zmieniając wymiarów elementu.

J. P.

Na półkach księgarskich

Mechanika w awiacyjnej technice, A. M. Bohdanow-Czierrin. Oborongiz, 1952 r., stron 443.

Na treść książki składają się trzy zasadnicze części mechaniki: statyka, kinematyka i dynamika. Treść poszczególnych rozdziałów tych części oparta jest na przykładach z dziedziny techniki lotniczej, czym wyróżnia się od powszechnie spotykanych podręczników mechaniki. Stwarza to wyraźnie korzystne warunki przyswojenia zagadnień mechaniki uczącym się w szkołach zawodowych lotniczych. Poziom podręcznik przystosowany jest dla Czytelników posiadających wiadomości ogólne szkoły średniej, dzięki czemu książka może być w szerokim zakresie wykorzystana przez inżynierów praktyków, techników i mechaników. Część pierwsza podręcznika obejmuje zagadnienia ogólne mechaniki i statyki, siły na płaszczyźnie, teorię pary sił, układy sił, zagadnienia tarcia, wyznaczanie środka ciężkości, podstawy statyki wykreślnej i momenty sił względem osi. Część druga stanowi ruch prostoliniowy, krzywoliniowy i obrotowy oraz ruchy złożone. W części trzeciej omówione są podstawowe prawa dynamiki, zastosowanie równań dynamiki przy rozwiązywaniu prostszych zadań, zagadnienia ruchu środka ciężkości, pojęcia pracy, mocy, energii i bezwładności oraz obrót ciała około osi. Treść uzupełnia ponad 150 przykładów obliczeń.

L. S.

Litjo magnijowych spławów, zbiór artykułów pod redakcją S. M. Woronowa i M. Ja. Tielisa. Oborongiz, 1952 r., stron 278.

Książka powstała jako zbiór prac dotyczących stopów magnezowych i ich technologii topienia i odlewania, prac opartych na materiałach konferencji Wszelchwiązkowego Badawczego Instytutu Odlewnictwa. W artykułach tych wyjaśnione są zagadnienia doboru najodpowiedniejszych stopów dla przemysłu, specyficzne własności procesów wytapiania, rafinowania i zmniejszania ziarnistości, doboru topników i materiałów formierskich, odlewania w piasku, kokilach i pod ciśnieniem, odlewania bloków i zabezpieczania stopów magnezowych przed korozją. Treść uzupełniona jest licznymi tabelami zawierającymi dane liczbowe, wykresami i zdjęciami. Zawarty w książce materiał może być wykorzystany przez inżynierów-techników pracowników laboratoriów i fabrycznych, wydziałów produkcyjnych i biur konstrukcyjnych — w charakterze podręcznych wiadomości uzupełniających. Równocześnie korzystają z niego mogą studenci szkół wyższych w czasie przechodzenia kursu technologii metali i odlewnictwa w zakresie stopów magnezowych.

L. S.

Planowanie obróbki skrawaniem i montażu, mgr inż. Włodzimierz Mermon. Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1953 r., stron 184.

Omawiana książka porusza szereg problemów, które mogą być z pożytkiem wykorzystane przez pracowników przemysłu lotniczego. W treści zawarto: badanie przedmiotu i środków produkcji; ogólne zasady planowania obróbki; wpływ rodzaju produkcji na układ planu obróbki; wpływ parku maszynowego i jego wyposażenia, kwalifikacji zawodowych załogi oraz rodzaju kontroli na układ planu obróbki; dokumentacja planu obróbki; zasady doboru wielkości nadatków obróbkowych; postać materiału wejściowego; wpływ obróbki cieplnej na układ planu obróbki; znaczenie przyrządów i uchwytów; wytyczne przy obróbce różnych przedmiotów; planowanie montażu. Omówiono szereg przykładów zaczerpniętych z dziedziny silników lotniczych (określono błędnie silnik gwiazdowy jako gwiazdzisty).

S. M.

Motornie topiwa, masła i żidkosti, praca zbiorowa pod redakcją K. K. Papoka i Je. G. Siemienido. Gostoptischizdat, 1953 r., tom I — stron 340, tom II — stron 346.

Jest to zbiorowa praca, której poszczególne rozdziały zostały opracowane łącznie przez czternastu autorów, przy czym wydanie powyższe

jest drugim, uzupełnionym i rozszerzonym w stosunku do pierwszego z roku 1949. W książce wyjaśnione są zagadnienia dotyczące produkcji, jakości i zastosowania paliw, olejów i smarów, cieczy chłodzących, cieczy do instalacji hydraulicznych i przeciwbłędzeniowych. Tom pierwszy — paliwa silnikowe — omawia zagadnienia ropy naftowej, technologii paliw ciekłych, parowania cieczy, parowania paliw w silnikach spalania, spalania paliw w silnikach, pomiarów fizyczno-chemicznych własności paliw i ich własności antydetonacyjnych (przeciwstukowych), dodatków antydetonacyjnych, paliw dla silników gaźnikowych lotniczych i samochodowych, wtrysku wody do silnika dla zmniejszenia detonacji, paliw do silników wysokoprężnych i paliw do silników odrzutowych i rakietowych. Na treść tomu drugiego składają się następujące zagadnienia: tarcie i smarowanie, technologia olejów smarowych, pomiar jakości olejów, dodatki do olejów, węglowe osady w silniku, oleje do silników lotniczych tłokowych i odrzutowych, oleje samochodowe, ciągnikowe i okrętowe, technologia smarów i pomiar ich własności, cieczy chłodzących, przeciwbłędzeniowej i do instalacji hydraulicznych. Książka przeznaczona jest dla inżynierów i techników, użytkowników paliw i olejów oraz inżynierów i techników przemysłu paliw i olejów.

Spawanie stali stopowych, mgr inż. Walenty Czyrski, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1953 r., stron 223.

Książka zawiera omówienie szeregu zagadnień dotyczących spawania stali stopowych, a zwłaszcza podano ogólną charakterystykę stali stopowych, spawalność stali stopowych, metalurgiczne procesy spawania, technologię procesów spawania stali stopowych oraz metody ulepszenia struktury i mechanicznych własności spawanych złączy. Liczne (77) tabele oraz obszerny (50 pozycji) wykaz piśmiennictwa dopełniają całości książki, w której pracownicy przemysłu lotniczego — gdzie zastosowanie stali stopowych jest powszechne — znajdą wiele przydatnego materiału.

S. M.

Materiałowiedzenie, N. G. Stiepanowa i R. M. Riabinina, Oborongiz, 1953 r., stron 168.

Książka przeznaczona jest dla pracowników produkcyjnych zakładów budowy maszyn jako zwięzły podręcznik, zaznający z podstawowymi własnościami materiałów metalowych i niemetalowych. Z tego też punktu widzenia treść podana jest w formie możliwie przystępnej i pogłębionej. Na treść składa się wyjaśnienie zagadnień budowy metali, produkcji stali, obróbki termicznej stali, obróbki chemiczno-termicznej stali. W następnych rozdziałach podano krótko wiadomości o stalach węglowych, stopowych konstrukcyjnych, stalach narzędziowych i specjalnych, odlewach żeliwnych, zabezpieczeniach przeciwkorozyjnych i metodach wyznaczania własności stali. Dalsze trzy rozdziały omawiają wady surowców przedmiotów przed oddaniem do obróbki mechanicznej, słoje i metale kolorowe oraz materiały niemetalowe, jak drewno, masy plastyczne, lakiery i emalie, szkła, gumy, materiały tekstylne, smary, materiały izolacyjne i ognioodporne oraz paliwa. Treść uzupełnia 25 tabel zawierających zestawienia materiałów i ich własności chemiczne, wytrzymałościowe i termiczne.

L. S.

Flugzeugantriebe- Grundlagen. Gestaltung. Berechnung. Prof. dr ing. Fritz A. F. Schmidt, VEB Verlag Technik Berlin, 1953 r., stron 197.

Omawiana książka importowana z NRD stanowi wyciąg z obszernego ogólnego dzieła, dotyczącego silników spalinowych, wydanego w r. 1951. W pracy niniejszej podano w przejrzystej postaci nowe osiągnięcia w rozwoju budowy silników lotniczych, zarówno tłokowych jak i turbinowych. Liczne rysunki, schematy, wykresy porównawcze i tabele oraz obszerny wykaz literatury ułatwiają przyswojenie podanego materiału.

S. M.

PRZEGŁĄD DOKUMENTACYJNY LOTNICTWA

OPRACOWANY PRZEZ OŚRODEK DOKUMENTACJI I WYDAWNICTW INSTYTUTU LOTNICTWA

DODATEK DO DWUMIESIĘCZNIKA „TECHNIKA LOTNICZA”

ROCZNIK IV

WARSZAWA, WRZESIEŃ – PAŹDZIERNIK 1954

Z E S Z Y T 3

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

- 91* 629.135:533.65 21
Badania w locie Boeing B-47B. „Flight-testing the Boeing B-47B”. Aeroplans, t. 83, Nr. 2212, grudn. 53, s. 790, A1, 2 str., 3 fot. — Opis przeprowadzonych lotów próbnych samolotu B-47B o sześciu silnikach turboodrzutowych (siła ciągu statycznego każdego silnika 2250 kg). Próby przeprowadzono na dużych wysokościach ze szczególnym uwzględnieniem stateczności i sterowności oraz lądowania. Interesującym fragmentem opisu jest sprawozdanie z badania sterowności bocznej przy dużych prędkościach, podczas którego samolot usiłował wykonać boczki i tylko zmniejszenie prędkości przywracało pilotowi panowanie nad samolotem. Próby dotyczyły również rozmaitych załadunków samolotu, m. inn. lądowania z jednym zbiornikiem zewnętrznym pustym a drugim pełnym. Samolot posiada 2 koła główne położone jedno za drugim. B. Kitzman.
- 92* 533.6.08:551.508.5 21
C. A. R. K.: Mierzenie kierunku i prędkości wiatru w nocy. „Merení směru a rychlosti větru v noci”. Křídla Vlasti, r. 2, N. 26, grud. 53, s. 615; A1, 0,5 str., 1 rys. — W związku z przewidywanymi ćwiczeniami nocnymi dla skożków spadochronowych opracowano urządzenie składające się z balonika meteorologicznego, pod którym zawieszono w odległości 6 m baterijkę z żaróweczką. Do wysokości 1000 m można z ziemni teodolitem prowadzić balonik w nocy. S. Madeyski.
- 93* 629.139.15 21
Bykowski L.: Helowanie samolotu odrzutowego na start na lotnisku gruntowym. „Bukiszowska reaktywno samolotu na start po gruntowemu aerodromu”. Wiestn. wojsk. Flota, r. 36, Nr. 11, list. 53, s. 53; B5, 3 str. — Omówienie sposobów holowania cięgnikiem samolotów odrzutowych na lotniskach gruntowych suchych i mokrych. Podano zalecenia w oparciu o praktykę tego typu holowania na różnych gruntach w dzień i w nocy, oraz przy różnym stopniu napełnienia zbiorników. W. Narkiewicz.
- 94* 629.139.85:656.71 21
Daszewski M.: Obsługa metalowych pokryć lotniska. „Uchod za mietaleskimi pokrytiami aerodromu”. Wiestn. wojsk. Flota, r. 36, Nr. 11, list. 53, s. 56; B5, 4 str. — Opisano sposoby obsługi metalowych nawierzchni lotnisk gruntowych w różnych porach roku oraz sposoby ich remontu. Podano organizację brygad roboczych oraz normy pracy dla każdej brygady. W. Narkiewicz.
- 95* 629.13.015.12.55:678.15 21
Grabski M.: Ogumienie kół samolotów. Skrzydła Polska, r. 10, Nr. 5, stycz. 54, s. 72; A1, 1,5 str., 3 fot., 2 rys., 1 tabl. — Zestawienie najważniejszych cech ogumienia wysokiego, średniego i niskiego ciśnienia. Tabela wymiarów ogumienia w zależności od ciężaru samolotu i stosowanego ciśnienia. Objaśnienie konstrukcji opony lotniczej. Problemy ogumienia dużych samolotów. Rysunki przekroju opony i kół. B. Kitzman.
- 96* 629.136.1 21
Zornik D.: Teoretyczne przygotowanie sadochroniarza. „Teoreticheskaia podgotovka parashutista”. Křídla Rodiny, r. 5, Nr. 1, stycz. 54, s. 13; A1, 1,5 str., 1 tabl. — Bardzo ważnym elementem szkolenia spadochroniarzy jest jego przygotowanie teoretyczne. Szczegółowe omówienie programu szkolenia teoretycznego grupy, oraz wskazówki dla instruktora jak przeprowadzić ten program. W. Narkiewicz.
- 97* 621.131.75.001.572:797.5 21
Lipiński L.: Powiększenie mocy serijnych silniczków spalinyowych dla modeli latających. „Uwieliczenie moshczynosti sieriynnych kompressiennykh awiamotornich motorov”. Křídla Rodiny, r. 5, Nr. 1, stycz. 54, s. 17; A1, 2 str., 4 rys., 2 wyk. — Autor dzieli się swoim doświadczeniem i szczegółowo omawia sposób łatwej przeróbki silniczków, który pozwolił zwiększyć moc silniczka C. A. M. L-50 do 0,12 KM i K-16 do 0,25 KM. Podane są również szczegółowe rysunki śmigieł dla wzmocnionych silniczków oraz omówione najodpowiedniejsze składki mieszanek paliwowych. W. Narkiewicz.
- 98* 662.75:621.43-63 21
Husicka Z.: O paliwach. Skrzydła Polska, r. 9, Nr. 37, grud. 53, s. 615; r. 9, Nr. 38-39, grud. 53, s. 619; r. 10, Nr. 5, stycz. 54, s. 76; A4, 2,5 str., 2 fot., 1 wyk. — Tłumaczenie z czeskiego wyjątków książki o paliwach do modelarskich silniczków spalinyowych. Zamieszczone fragmenty zawierają wiadomości przydatne dla modelarzy. Omówiono paliwa silników samozapalonych, paliwa benzynowe do silników z zapłonem z obcego źródła oraz paliwa ze specjalną zawartością tlenu i azotu. S. Madeyski.
- 99* 533.6.011.5 21
Siła nośna nachylonych ciał obrotowych w przepływie hiperdźwiękowym. „Lift on inclined bodies of revolution in hypersonic flow”. I. aero. Scien., t. 17, Nr. 11, list. 53, s. 675; A4, 16 str., 2 rys., 18 wyk., 1 tabl., 21 poz. bibl. — Na podstawie przybliżonej metody analizy przepływu hiperdźwiękowego (tzw. przybliżenie hiperdźwiękowe) otrzymano wyrażenia na współczynniki siły nośnej dla różnych ciał obrotowych, ustawionych pod umiarkowanymi kątami natarcia. Porównanie z danymi doświadczalnymi. Prawdopodobna zmiana siły nośnej z kątem natarcia i w szerokim zakresie liczby Macha. Wpływ ogona. Środek parcia. A. Jakubowski.
- 100* 533.6.011.5 21
Pai S. I.: O przepływie naddźwiękowym dwuwymiarowej strugi w jednolitym strumieniu. „On supersonic flow of a two-dimensional jet in uniform stream”. J. aero. Scien., t. 19, Nr. 1, stycz. 52, s. 61; A4, 4,5 str., 1 fot., 1 rys., 4 wyk., 7 poz. bibl. — Analityczne

studium wpływu naddźwiękowej strugi do jednolitego strumienia poruszającego się w tym samym kierunku. Przyjęto, że różnica ciśnień między strugą i otaczającym ją strumieniem jest niewielka. Wyniki:

1. Jeżeli strumień otaczający jest poddźwiękowy, wtedy struga posiada strukturę prawie periodyczną, a przybliżona długość fali rośnie z liczbą Macha strumienia otaczającego.
 2. Dla naddźwiękowej prędkości strumienia otaczającego struktura strugi przestaje być periodyczna.
- Przenikanie i odbijanie małych zakłóceń na granicy strugi. A. Jakubowski.

101* 533.6.011.6 21
Eber G. R.: Ostatnie badania odczytania temperatury i przechodzenia ciepła na stożkach i cylindrach w przepływie osiowym, w aerobalistycznym tunelu N. O. L. „Recent investigation of temperature recovery and heat transmission on cones and cylinders in axial flow in the N. O. L. aeroballistics wind tunnel”. J. aero. Scien., t. 19, Nr. 1, stycz. 52, s. 1; A4, 6 str., 1 fot., 2 rys., 8 wyk., 15 poz. bibl. — Artykuł zestawia wyniki badania zjawisk ogrzewania aerodynamicznego ciał stożkowych i cylindrycznych, odmuchiwanych osiowo z prędkością naddźwiękową. Pomiar przeprowadzono w tunelu o działaniu przerywanym, 40 X 40 cm, w zakresie liczb Macha od 1,5 do 5, przy laminarnej, przejściowej i burzliwej warstwie przyciennej. Technika pomiarowa. Porównanie wyników pomiarowych i obliczeń teoretycznych. A. Jakubowski.

102* 533.6.015:629.136.3:629.13.075 21
Bielokoń A.: Wykonanie płytych zakrętów na samolocie odrzutowym. „Wypolnienie mielkich wirażer na reaktywnom samolocie”. Wiestn. wojsk. Flota, r. 36, Nr. 11, list. 53, s. 28; B5, 7 str. — Szczegółowe omówienie różnic wykonania płytych zakrętów (do 45°) na samolocie z silnikiem tłokowym i odrzutowym. Specjalną uwagę zwrócono na ten manewr przy dużych prędkościach oraz na dużych wysokościach. Omówienie metod szkolenia teoretycznego i praktycznego personelu latającego. W. Narkiewicz.

103* 533.6.015.5 21
Keuttner J. P.: Lot wysokościowy na dużej fali. „High flying on the big wave”. Soaring, Nr. 7 — 8, lip. — sierp. 53, s. 35; A4, 3 str., 1 wyk. — Dokończenie szczegółowego opisu przelotu szybowcowego, którego początek znajdował się pod innym tytułem w poprzednim zeszycie czasopisma. Ciekawe spostrzeżenia oraz wykres przebiegu lotu, który odbywał się na dużych wysokościach (częściowo powyżej 10 km) oraz na niektórych odcinkach z dużą prędkością względem ziemi (rzędu 300 km/godz.). S. Madeyski.

104* 533.6.071 21
Strailman G. T.: Nowe sterowanie napędu w tunelach aerodynamicznych. „New wind tunnel drive control”. Electr. Engng., t. 71, Nr. 7, lip. 53, s. 648; A4, 2 str., 1 rys., 1 wyk. — Układy Ward-Leonarda nadają się do napędu wentylatorów w małych tunelach, gdzie moc nie przekracza kilkuset kW. Do napędu nowoczesnych tuneli o mocy kilkudziesięciu tysięcy koni, dla prędkości naddźwiękowych, lepszy jest układ Kraemera, dający regulację obrotów przez zmianę częstości. Autor proponuje wstawić do układu Kraemera oporniki wodne w obwód wirnika, przez co uzyskuje się zakres obrotów od zera do 95% obrotów synchronicznych (zamiast 92%). F. Janik.

105* 533.691.11 21
Stender W.: Profile laminarne dla konstruktora — praktyka. „Laminarprofile für den Praktiker”. Weltluftfahrt, t. 5, Nr. 10, paźdz. 53, s. 240; A4, 3 str., 1 rys., 5 wyk. — Przejrzysta systematyka profili laminarnych NACA serii 6 ze szczególnym uwzględnieniem zastosowania w szybownictwie. Autor zwraca uwagę na korzystną charakterystykę aerodynamiczną profili grubych (18 i 21%) i zaleca stosowanie profilu 653 — 618. Systematycznie ułożone wykresy pozwalają na szybkie zorientowanie się we wpływie parametrów geometrycznych profili laminarnych serii 6 na wielkość oporu profilowego, zakresu laminarności i współczynnika wyporu maksymalnego. J. Sandauer.

106* 533.691.13 21
Lighthill M. J.: Drgający profil płata przy dużej liczbie Macha. „Oscillating airfoils at high Mach number”. J. aero. Scien., t. 20, Nr. 6, czerw. 53, s. 402; A4, 4 str., 2 tabl., 6 poz. bibl. — Przystępna metoda obliczenia rozkładu ciśnienia na drgającym profilu, poruszającym się z dużą prędkością naddźwiękową ($M > 4$). W porównaniu z metodami Wyllie-Van Dyke’a oraz Jones — Skana, przytoczony sposób obliczenia daje dokładniejsze wyniki i znacznie prędzej prowadzi do celu. A. Jakubowski.

107* 533.691:629.13.014.318 21
Buret M. A.: Skrzydła o obrysie jaskółczego ogona. Równowaga momentów. „Ailes a queue d'hirondelle. Equilibrage des moments”. Techn. Scien. Aeron., Nr. 3, 1953, s. 188; A4, 7 str., 7 wyk. — Ogólna analiza charakterystyki aerodynamicznej skrzydła o obrysie pośrednim między deltą i skrzydłem silnie skośnym, tj. deltą o skośnej krawędzi spływu. Charakterystyczną dodatnią cechą tego skrzydła jest brak wędrowki ogniska aerodynamicznego przy przechodzeniu z prędkości poddźwiękowych do naddźwiękowych. Szkieco- we omówienie stateczności i sterowności podłużnej bez stosowania i z zastosowaniem usterzenia wysokości całkowicie ruchomego, z podkreśleniem korzyści wynikających z zastosowania układu kaczki. J. Sandauer.

- 108* 533.691:629.135.2 21
Badie M. R.: Samolot o skrzydle delta. „L'avion aile delta“. Techn. Scien. Aeron., Nr 3, 1953, s. 182 A4, 6 str., 4 wyk. — Ogólna analiza charakterystyki aerodynamicznej skrzydła trójkątnego o skośnej krawędzi natarcia większym od 45°, ze szczególnym uwzględnieniem małej prędkości i lądowania. Szkicowe omówienie stateczności i sterowności podłużnej bez stosowania i z zastosowaniem usterzenia wysokości. Krótkie porównanie właściwości układu delta ze skrzydłem prostym. J. Sandauer.
- 109* 613.693. 21
Gołobow M.: Co powinien wiedzieć lotnik o „głodzie tlenowej“. „Czto nužno znat' lotcziku o kislorodnom gołodanji?“. Wiestn. wozd. Flota, r. 36, Nr 11, list. 53, s. 88; B5, 5 str., 2 wyk., 1 tabl. — Szczegółowe omówienie istoty „głodu tlenowego“ oraz jego oddziaływania na reakcje lotnika. Krótkie omówienie działania aparatu tlenowego oraz jego możliwości. W. Narkiewicz.
- 110* 621.43.06:620.19 21
Ochrona kolektorów wylotowych — silników lotniczych. „La protection des collecteurs d'echappement des moteurs d'avions“. Galvano, r. 21, Nr 189, paźdz. 52, s. 27; B5, 1 str., 1 fot. — Opisano zastosowanie cienkich powłok ceramicznych dla ochrony przed korozją powierzchni wewnętrznych i zewnętrznych rur wylotowych oraz kolektorów wylotowych silników tłokowych i turbiny. Podano wyniki zastosowań oraz prób laboratoryjnych. J. Wolf.
- 111* 621.43 — 592 21
Archipow L. P.: Hamownia z odzyskiwaniem energii. „Ispytatel'naja stanca riekupieratiwno tormozenja. Awtom. trakt. Promyszl., Nr 4, kw. 53, s. 27; A4, 4 str., 2 rys., 6 wyk., 1 tabl. — Jarosławskie zakłady samochodowe wprowadziły hamownię fabryczne silników przy użyciu silników trójfazowych asynchronicznych jako hamulców. Daje to możliwość odzyskiwania energii do 70%. Omówiono szczegóły instalacji elektrycznej potrzebnej do uzyskania znacznej wydajności urządzenia oraz proces hamowania, nieco odmienny od zwykłego hamowania. W. Narkiewicz.
- 112* 621.45 21
Narodziny silnika przelotowego. „Rożdienie prjamotocznowo wozduschno — rieaktiwno dwigatela“. Wiestn. wozd. Flota, r. 36, Nr 12, grud. 53, s. 89; B5, 2 str., 2 fot. — Krótki opis pierwszego silnika przelotowego konstrukcji Mierkułowa, który był wypróbowany w 1940 r. na samolocie I — 15. Pierwsze doświadczalne silniki tego typu były opracowane i próbowane przez prof. Pobiedonoscewa w 1933. W. Narkiewicz.
- 113* 621.45 21
Aleksiejew L.: Teoria silników odrzutowych. „Teiorja rieaktiwnych dwigatielej“. Wiestn. wozd. Flota, r. 36, Nr 12, grud. 53, s. 40; B5, 9 str., 9 wyk. — W rozdziale 19 szczegółowo omówiono zasady działania prostego silnika przelotowego i zależności konfiguracji wlotu i wylotu od liczby Macha. Omówienie zespołu charakterystyk tego silnika w zależności od parametrów zewnętrznych. W. Narkiewicz.
- 114* 621.396.821:551.594:629.13.018.76 21
Zuchowicz K.: Wpływ wyładowań elektryczności statycznej na odbiór radiowy na samolocie — oraz środki zaradcze. Techn. Lotn., r. 9, Nr 3, marz., kw. 54, s. 38; A4, 5,5 str., 1 fot., 1 rys., 12 wyk. — Zagadnienie powstawania elektryczności statycznej. Źródła zakłóceń radiowych. Zjawiska lądowania i pomiary stopnia naładowania samolotu elektrycznością. Warunki rozładowania ładunku elektrycznego z samolotu oraz sposoby zmniejszenia zakłóceń radiowych spowodowanych przez rozładowanie elektryczności statycznej samolotu. (a.)
- 115* 621.396.933:629.138.98.001.572 21
Hajic J.: Sterujemy modele radiem. „Ridime modely radiem“. Letecky Modelar, r. 4, Nr 1, stycz. 53, s. 14 r. 4, Nr 3, marz. 53, s. 44; r. 4, Nr 5, maj 53, s. 74; r. 4, Nr 8, sierp. 53, s. 122; A4, 7,5 str., 7 fot., 9 rys. — Obszerna praca zawiera szereg informacji umożliwiających wykonanie oraz zastosowanie urządzeń do zdalnego sterowania radiowego modeli latających. Podano obowiązujące w Czechosłowacji przepisy dotyczące nadawczych stacji radiowych. Opisy odbiornika, nadajnika, przekaznika i urządzeń sterujących. Rysunki wykonawcze. S. Madeyski.
- 116* 621.431.75—5:621.28 21
Peterson J. D., Curran R. W.: Przystosowalność elektroniki do sterowania silnika lotniczego. „Electronics — adaptability to aircraft engine control“. Aero. Engng. Rev., t. 12, Nr 5, maj 53, s. 70; A4, 5 str., 3 fot., 4 rys., 3 wyk. — Przedstawiony jest sposób uproszczenia — normalnie skomplikowanego — zagadnienia sterowania silnika lotniczego dla pracy z maksymalną sprawnością. Ten uproszczony system, rozpracowany początkowo jako system „jednodźwigniowego sterowania“, posługuje się urządzeniem elektronowym pracującym na zasadzie serwowmechanizmu i może być zastosowany do różnych układów sterowniczych silnika, samolotów jedno lub wielosilnikowych. W. Roth.
- 117* 621.51 21
Krajewski B.: Obliczanie charakterystyki wielostopniowej sprężarki osiowej. Techn. Lotn., r. 9, Nr 1, stycz. — luty 54, s. 17; A4, 4 str., 1 rys., 8 wyk., 2 poz. bibl. — Metoda Salzmana, służąca do obliczenia charakterystyki sprężarki osiowej wielostopniowej jednorodnej. Wskazano na konieczność uwzględnienia dodatkowych czynników przy obliczaniu. (a.)
- 118* 621.791:669.71 21
Lutowanie aluminium i jego stopów. Techn. Lotn., r. 9, Nr 2, marz. — kw. 54, s. 49; A4, 2 str., 3 rys. 2 tabl. — Przebieg i wyniki badań radiackich nad zastosowaniem lutowania do naprawy przedmiotów wykonanych ze stopów aluminium w szczególności do naprawy zbiorników i przewodów rurowych — zagadnienie bardzo aktualne dla użytkowników sprzętu lotniczego. Tłumaczył z rosyjskiego mgr inż. Jan Paczoski, (t.).
- 119* 621.822.7 21
Kamieniew N., Wasilkow I.: Metody kontroli łożysk tocznych. „Metody kontrola podszipnikow kaczenja“. Wiestn. wozd. Flota, r. 36, Nr 12, grud. 53, s. 49; B5, 3,5 str. 2 rys. — Opisano najczęściej spotykane objawy zużycia i usterek łożysk tocznych oraz metody kontroli używanych łożysk. Krótkie omówienie zasad zabudowy łożysk. W. Narkiewicz.
- 120* 621.961:629.13.002.52 21
Luboiński J., Szczepiński W.: Płyty tnące ze stopów cynku — w wykrojnijkach. Techn. Lotn., r. 9, Nr 3, maj — czer. 54, s. 87 (Biul. Inst. Lotnictwa); A4, 2 str., 2 fot., 3 rys. — Sposób zastosowania walcowanych ze stopu cynkowego płyt grubości 6 mm do wykonywania płyt tnących. Przeprowadzone próby wykazały, że przy pomocy jednej płyty ze stopu cynkowego można wyciąć kilka tysięcy przedmiotów. Koszt wykonania płyty tnącej ze stopu cynkowego wypadła kilkakrotnie niższy niż płyty stalowej. (a.)
- 121* 629.13.002.5:621.96 21
Luboiński J., Szczepiński W.: Metody wycinania blachy na prasach, stosowane w przemyśle płatowcowym. Techn. Lotn., r. 9, Nr 1, stycz. — luty 54, s. 12; A4, 4,5 str., 3 fot., 12 rys., 12 poz. bibl. — Przegląd najczęściej stosowanych wykrojników, z uwzględnieniem właściwego wykorzystania ich w produkcji płatowców. Najważniejsze typy i dobór zasadniczych ich wymiarów ze względu na koszty wykonania, zależnie od ilości wycinanych elementów. Możliwości znormalizowania typów wykrojników. (a.)
- 122* 629.13.012.3:613.693 21
Miller M.: Vokoun V.: Czy piloci samolotów szybkich będą leżeć? „Budou piloti vysokorychlostnich letounu lezet?“. Kridla vlasti, r. 2, Nr 22, paźdz. 53, s. 510; A4, 2 str. 7 rys. — Wskazano warunki w jakich występują, podczas lotu samolotu, przyspieszenia oraz przeliczono wielkości charakterystyczne dla pewnych określonych wartości. Omówiono pokrótce warunki fizjologiczne wytrzymałości człowieka, który może na siedząco przebywać przy 4 g w czasie 5 sek., w położeniu zaś leżącym (na brzuchu) przy 11 g w czasie 3 min. S. Madeyski.
- 123* 629.13.014.313 21
Hurel M.: Zalety skrzydła smukłego. „Die Vorzüge des Schmalflügels“. Interavia, r. 7, Nr 12, grud. 52, s. 695; 23 X 32 cm, 4,5 str., 3 fot., 1 rys., 7 wyk., 2 tabl. — Autor wykazuje, że zarzuty co do nieopłacalności budowania skrzydeł o bardzo dużym wydłużeniu i dużej rozpiętości są niesłuszne. Samolot o smukłym skrzydle z napędem odrzutowym leci wyżej i startuje krócej, oraz zabiera więcej paliwa na dłuższy przelot — niż samolot mający skrzydła klasyczne. F. Janik.
- 124* 629.13.05 21
Łobanow N.: Obliczenie wysokości i prędkości lotu za pomocą przyrządu NE-9. „Rasczot wysoty i skorosti polota pri pomozci NE — 9“. Wiestn. wozd. Flota, r. 36, Nr 1 list. 53, s. 79; B5, 10 str., 2 rys., 4 tabl. — Wysokościomierz i prędkościomierz lotniczy są zbudowane dla standardowych warunków atmosferycznych. Przyrząd NE — 9 jest to rodzaj suwaka logarytmicznego, pozwalający szybko i dokładnie obliczyć rzeczywistą wysokość i prędkość lotu, w zależności od zmian temperatury i ciśnienia otoczenia. Szczegółowe omówienie sposobów obliczania tych poprawek. W. Narkiewicz.
- 125* 629.13.06:628.8 21
Still E. W.: Regulacja temperatury w samolotach wyposażonych w silniki odrzutowe. „Temperature control of jet — engined aircraft“. J. Royal Aeronaut. Soc., t. 57, Nr 506, luty 53, s. 89; A4, 14 str., 8 fot., 13 rys., 7 wyk., 1 tabl. — Zagadnienia regulacji temperatury w ciśnieniowych kabinach samolotów oraz w urządzeniach odladających skrzydła i szyby kabiny pilotów. Możliwości wykorzystania do ogrzewania — powietrza sprężanego w silniku odrzutowym oraz gazów spalinywych wychodzących z dyszy wylotowej tego silnika. Mechaniczne, elektryczne i elektronowe urządzenia regulacyjne. Rozważania korzyści oraz trudności z jakimi trzeba się liczyć przy samolotach przyszłości (liczba Macha = 1—2). S. Madeyski.
- 126* 629.13.05:621.51 21
Caserta M.: Czynniki decydujące o wyborze samolotowej sprężarki pokładowej. „Selection factors for airborne compressors“. Appl. Hydraulics, t. 6, Nr 2, luty 53, s. 54; t. 6, Nr 3, marz. 53, s. 93; A4, 8 str., 7 fot., 1 rys., 1 wyk. — Rozpatrywane są następujące czynniki wpływające na pracę sprężarki pokładowej: smarowanie, liczba stopni, temperatura, wysokość operacyjna, obciążenie. Ze względu na te czynniki kwestia znormalizowania typu sprężarki pokładowej jest bardzo trudna. W. Roth.
- 127* 629.13.06:629.13.014 21
NACA uczy się jak zwalczać oblodzenie. „NACA learning how to break the ice“. Aviat. Week, t. 53, Nr 2, stycz. 53, s. 20; A4, 2 str., 1 fot., 3 rys. — W laboratorium NACA przeprowadzono szereg badań, z których wynika, że najekonomiczniejszą metodą odladzania profilu aerodynamicznego jest okresowe ogrzewanie gazami spalinyowymi. Natomiast ogrzewanie na samej krawędzi natarcia powinno być ciągłe. Ta metoda odladzania wymaga uwzględnienia jej już we wstępnym stadium konstrukcji samolotu. W. Narkiewicz.
- 128* 629.135.002 21
Sołtyk T.: Z zagadnień technologiczności samolotu. Techn. Lotn., r. 9, Nr 1, stycz. — luty 54, s. 7; A4, 5 str., 8 fot., 8 rys., 5 wyk. — Różnorodne możliwości produkowania samolotów, uzależnione przede wszystkim od wyposażenia zakładu i kwalifikacji personelu. Najtańsze metody wykonania części, zespołów i grup montażowych — przy czym o wyborze metod decyduje również liczba produkowanych samolotów. Podziały technologiczne i ich wpływ na możliwości i czas montażu. Przykłady porównawczo-kalkulacyjne.

Niniejszy Przegląd Dokumentacyjny zawiera jedynie część analiz dokumentacyjnych publikacji z zakresu lotnictwa. Pełna dokumentacja ukazuje się w postaci kart dokumentacyjnych wydawanych przez Centralny Instytut Dokumentacji Naukowej i Technicznej (Warszawa al. Niepodległości 188) — CIDNT przyjmuje prenumeratę kart dokumentacyjnych, która może obejmować zarówno całą dokumentację naukowo-techniczną, jak i oddzielne jej działy lub poszczególne zagadnienia i tematy techniczne. Cena karty dokumentacyjnej wynosi w prenumeracie 20 groszy. CIDNT wykonuje (za zwrotem kosztów) fotokopie i mikrofilmy publikacji objętych zarówno Przeglądem Dokumentacyjnym, jak i kartami dokumentacyjnymi. Skład Komitetu Redakcyjnego Wydawnictw I. Lot.: mgr inż. Stanisław Witkowski, Stanisław Rudka.

Zastoso wanie

[illegible]

Grupa	Nazwa	Oznaczenia					Przybliżone odpowiedniki w normach zagranicznych					Skład chemiczny w% (nie więcej niż):										Właściwości fizyczne									
		Przewidziane oznaczenie polskie	Norma PN	Znak PN	Cecha PN	Z S R R	GOST	Marka fabryk.	NRD	Anglia	USA	Węgiel	Mangan	Krzem	Fosfor	Siarka	Chrom	Nikiel	Wolfram	Molibden	Inne:	Ciepota właściwa	Przewodność cieplna	Przewodność elektryczna	Współczynnik rozszerzalności	Plastyczność	Spawalność	Odporność na korozję			
I	chromowa	2H13	W-86020	2.12.20	KC2	2H13		JK2	JK2	326 12 420	0,16-0,24	0,60	0,60	0,035	0,030	12,0-14,0	0,60	-	-	-	-	7,75	0,11	0,0598	0,57	9,6	U	12			
	chromowa	H17				X17		JK17	JK17	1570 430	0,12	0,70	0,80	0,035	0,030	16,0-18,0	0,60	-	-	-	-	7,72	0,11	0,063	0,60	10,8	W	U	1		
	odporna na ścieranie	H18				X18		JK229	JK229		0,9-1,0	0,70	0,80	0,030	0,030	17,0-19,0	0,60	-	-	-	-	7,75	0,115			10,4	W	2			
	konstrukcyjna	H17N2				X17H2		3H268	3H268	1562 1564	0,11-0,17	0,3-0,8	0,70	0,035	0,030	16,0-18,0	0,5-2,5	-	-	-	-	7,75	0,115	0,053		11,0	W	W	1		
	chromowa-niklowa	H18N9	W-86021	21.17.10	KP2	1X18N9		A1	A1	1430 302	0,14	2,0	0,80	0,035	0,030	17,0-20,0	8,0-11,0	-	-	-	-	7,9	0,12	0,039	0,73	16,0	W	W	1		
II	chromowo-niklowa	2H18N9				2H18N9		A2	A2	(571)	0,15-0,25	2,0	0,80	0,035	0,030	17,0-20,0	8,0-11,0	-	-	-	-	7,9	0,12	0,039	0,73	17,3	W	W	1		
	chrom-nikiel-tytan	H18N9T	W-86021	21.22.11.10		1X18N9T		A1T	A1T		0,12	2,0	0,80	0,035	0,030	17,0-20,0	8,0-11,0	-	-	-	-	7,9	0,12	0,04	0,73	16,0	W	W	1		
	chrom-nikiel-mang.	H13N469				X13H4G9		3H100	3H100		0,10-0,20	0,80	0,060	0,030	0,030	15,0-17,0	1,0-2,0	-	-	-	-	8,5	0,118	0,04	0,90		W	W	2		
	Cr-Ni-Si-W-Mo	H14N143M2M				X14N14CB2M		3H240	3H240		0,20-0,50	0,70	2,75	0,030	0,030	13,0-15,0	1,0-2,0	-	-	-	-	8,0	0,03			17,0	W				
	chrom-krzem-molibden	H10S5M				X10C2M		3H107	3H107		0,35-0,45	0,70	2,6	0,030	0,030	10,5-13,0	0,5-0,9	-	-	-	-	7,62	0,06			10,0	W	17	3		
III	Cr-Ni-W-Mo	4H14N14W2M				4X14N14W2M		3H69	3H69		0,40-0,50	0,70	2,0	0,030	0,030	13,0-15,0	1,0-2,0	-	-	-	-	8,0	0,06			17,5	U	U	1		
	chrom-nikiel-krzem	H13N7S2				X13H7C2		3H172	3H172		0,25-0,35	0,70	3,0	0,030	0,030	11,5-14,0	0,5-0,9	-	-	-	-	8,0				14,5					
	chrom-nikiel-krzem	H18N25S2				X18N25C2		3H3C	3H3C	(316)	0,30-0,40	1,50	2,0	0,035	0,025	17,0-20,0	2,0-2,6	-	-	-	-	8,1	0,036			14,2	W	U	2		
	chromowo-niklowa	H23N18				X23H18		3H417	3H417	(310)	0,20	2,0	1,0	0,035	0,030	22,0-25,0	17,0-20,0	-	-	-	-	7,9	0,033	0,078		13,0	W	W	1		
	węglowa	L10A	H-85020	N000110	N11	(Y10A)					1,01-1,15	0,40	0,30	0,035	0,035	0,20	0,30	-	-	-	-	7,81	0,15	0,161		11,5					
IV	chromowo-wolfram	3H2W8				3H2W8					0,30-0,40	0,20	0,35	0,030	0,030	2,2-2,7	1,5	-	-	-	-	7,5				9,0					
	chromowo-wolfram	HW3				XB5					1,25-1,50	0,30	0,30	0,030	0,030	0,4-0,7	-	-	-	-	-	4,5				4,5					
	chrom-wolfr-mang.	HW6				326.1.110					0,90-1,10	0,80	0,15	0,030	0,030	0,90-1,20	-	-	-	-	-	1,2				1,6					
	wolframowa	W1				3.1.115					1,05-1,25	0,20	0,35	0,030	0,030	0,10-0,30	-	-	-	-	-	0,8				1,2					
	chromowa	H12M				245.12.160					1,45-1,70	0,35	0,40	0,030	0,030	11,0-12,5	-	-	-	-	-	0,30-0,60				10,0					
V	Cr-W-Co-V	RA5				3H2518.75	SK5	PK5			0,65-0,75	0,40	0,40	0,030	0,030	3,0-4,5	0,35	-	-	-	-	17,0				19,5					
	chrom-wolfr-wanad	RF1				325.18.75	SW18	P41			0,70-0,80	0,40	0,40	0,030	0,030	3,8-4,8	0,35	-	-	-	-	17,5				19,0					
	chrom-wolfr-wanad	RF2				325.9.85	SW9	P42			0,85-0,95	0,45	0,45	0,030	0,030	4,0-4,8	0,35	-	-	-	-	10,0				19,0					
	chrom-kobalt-wolfr.	H30WSK									0,9-1,3	-	2,0	-	-	28,0-32,0	4,0-5,0	-	-	-	-	4,0				19,0					
	Vitalium (stelliit 21)	H27M6K									0,25-0,30	0,60	0,60	-	-	28,5	2,0	-	-	-	-	5,5				19,0					
VI	G 18B	G18B				15-30-2	Timdur				0,4	0,80	1,0	-	-	13,0	13,0	2,5	-	-	-	8,3				0,032	0,90	15,6			
	Timdur	H15N30T2									0,10-0,15	0,80	0,50	-	-	15,0	30,0	-	-	-	-										
	Ticonium	H28N32K32Fe									0,18	0,70	0,37	-	-	27,5	31,5	-	-	-	-										
	Nimonic 75	H1N75				XH75					0,10	-	-	-	-	14,0	reszta	-	-	-	-										
	Nimonic 80	H1N80T				XH80T					0,04-0,1	1,0	1,0	-	-	19,0-22,0	reszta	-	-	-	-										