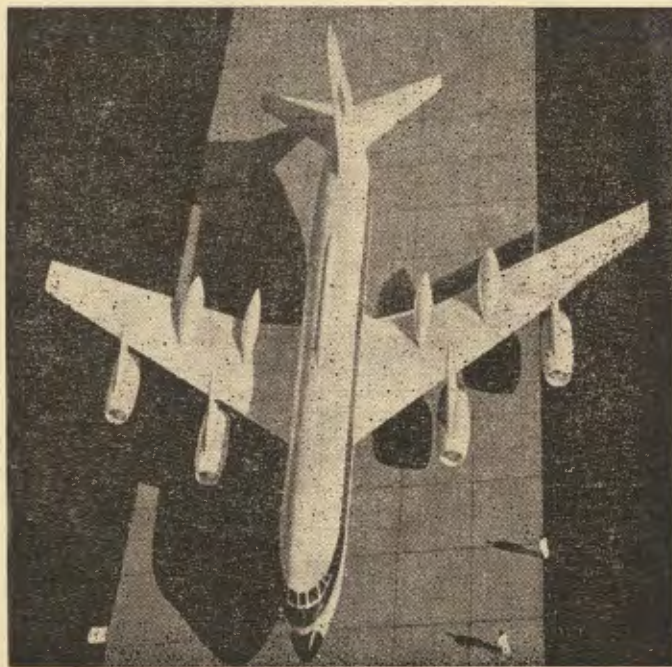


5

TECHNIKA LOTNICZA

**MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH
MAJ 1961**



WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT

Aerodynamika, cz. IV

Opory szkodliwe

opracowała mgr inż. E. Lewalska

Kabinki

Przy obliczaniu oporów kadłubów nie należy pomijać wpływu kabinki pilota. Przy wstępnym określeniu można przyjąć, że kabinka o prostych kształtach geometrycznych powiększa opór kadłuba o 25% (oporu całkowitego kadłuba).

W celu dokładniejszego określenia oporu kabinki można oprzeć się na wynikach badań.

W wyniku badań doświadczalnych określono dla różnych rodzajów kabinek współczynnik Δc_{x_k} .

$$\Delta c_{x_k} = \frac{\Delta P_{x_k}}{qS_k}$$

gdzie: ΔP_{x_k} jest różnicą oporów modelu z kabiną i bez kabinki

S_k jest maksymalną powierzchnią przekroju poprzecznego kabinki.

Badania przeprowadzono przy prędkości strumienia w tunelu $V = 116$ m/sek.

Na wykresie 40 pokazano wpływ kształtu przedniej części kabinki na współczynnik oporu. Zależność współczynnika oporu kabinki od kształtu i długości jej części końcowej przedstawiono na wykresie 41. Jak wskazuje wykres 42 opór kabinki zależy również od promienia zaokrąglenia przedniej części.

W wyniku badań został określony wpływ długości przedniej części kabinki na współczynnik oporu czołowego (wykres 43). Badania przeprowadzono na tym samym modelu, zmieniając następujące parametry:

1. Stosunek długości przedniej części kabinki (L) do maksymalnej wysokości (R).
2. Prędkość strumienia w tunelu.

Współczynniki oporu kabin stosowanych w konstrukcji szybkich samolotów poddźwiękowych w zależności od liczby Macha pokazuje wykres 44.

Uwaga: Współczynnik oporu odniesiony jest do maksymalnego przekroju poprzecznego kabinki.

Gondole silnikowe

Opór gondoli silnikowej zależy od:

- 1) geometrii gondoli (opór bryty),
 - 2) rodzaju chłodzenia (opór chłodzenia),
 - 3) umieszczenia gondoli względem skrzydła (opór interferencyjny).
- (Opór interferencyjny zostanie omówiony w następnych rozdziałach).

TREŚĆ

„Technika Lotnicza” — miesięcznikiem	65
R. ZATWARNICKI — Geneza powstawania szybowca SZD-25 „Lis”	66
W. KORDZIŃSKI — Niektóre szczegóły rozwoju silników Armstrong Siddeley „Sapphire”	67
J. WYGANOWSKI — Ocena osiągnięć i własności lotnych samolotu w świetle wymagań ICAO, cz. II	70
W. SZEMPLIŃSKA - STUPNICKA — Statystyczne pomiary dynamicznych obciążeń samolotu w locie	81
J. BUĆ, R. ZIELIŃSKI — Technika sterowania numerycznego obrabiarkami w przemyśle lotniczym	85
J. DOBROWOLSKI — Współczesny, międzynarodowy dworzec lotniczy w Warszawie	89
Nowości techniczne	92
Nowości patentowe	93
Na półkach księgarskich	94
Kronika	94
Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa	95
Pomoce Konstruktorskie — E. LEWALSKA: Aerodynamika, cz. IV, Opory szkodliwe	okł.

CONTENTS

Technika Lotnicza — Monthly	Page	65
R. ZATWARNICKI: The origin of the sailplane SZD-25 „Lis” arising		66
W. KORDZIŃSKI: Some details of Armstrong Siddeley „Sapphire” engines development		67
J. WYGANOWSKI: Estimation of the aircraft performance and its flight characteristics from viewpoint of ICAO requirements, part II		70
W. SZEMPLIŃSKA - STUPNICKA: Statistical measurements of dynamic loads of an aircraft in flight		81
J. BUĆ, R. ZIELIŃSKI: Technique of the numerical control of machine-tools in aircraft industry		85
J. DOBROWOLSKI: Contemporary, international airport in Warsaw		89
Technical News		92
Patent News		93
On Bookseller's Shelves		94
Aviation Documentation Review		95
Designer's Data Sheets — E. LEWALSKA: Aerodynamics, part. IV (Parasits drags)		on cover

СОДЕРЖАНИЕ

Technika Lotnicza — ежемесячник	Стр.	65
R. ZATWARNICKI: Генезис создания планера SZD-25 „LIS”		66
W. KORDZIŃSKI: Некоторые подробности развития двигателей Armstrong Siddeley „Sapphire”		67
J. WYGANOWSKI: Оценка характеристик и летных качеств самолета с точки зрения требований ICAO, ч. II		70
W. SZEMPLIŃSKA - STUPNICKA: Статистические измерения динамических нагрузок самолета в полете		81
J. BUĆ, R. ZIELIŃSKI: Техника цифрового управления металлом обрабатывающими станками в авиационной промышленности		85
J. DOBROWOLSKI: Современный международный аэропорт в Варшаве		89
Технические новости		92
Патентные новости		93
На книжных полках		94
Хроника		94
Документальный обзор авиации		95
Конструкторские пособия — E. LEWALSKA: Аэродинамика, ч. IV. Вредные сопротивления		обл.



NASZA OKŁADKA

Pierwszy samolot „Convair 990” opuszcza taśmę montażową

TECHNIKA LOTNICZA — miesięcznik Sekcji Lotniczej Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT. Redaguje Kolegium: mgr inż. Stefan Sulikowski — redaktor naczelny, Jarosława Berzyńska — sekretarz redakcji, mgr inż. Antoni Gołędzinowski, mgr inż. Walerian Kordziński, mgr inż. Stanisław Lassota, mgr inż. Waclaw Zaremba — redaktorzy działowi. Redaktor techniczny — Zbigniew Samborski

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

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

Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT, Warszawa 1961 r. Ark. wyd. 10,3. Ark. druk. 4. Format A4. Nakład 900 egz. Papier druk. sat. kl. IV, 70 g, 61x86. Maszynopis oddano do skład. 28.II.1961. Druk ukończono w maju 1961 r.



TECHNIKA LOTNICZA

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

ROK XVI

MAJ 1961 R.

ZESZYT 5

„Technika Lotnicza” – miesięcznikiem

Z pełnym zadowoleniem Zespół Redakcyjny donosi Członkom Sekcji Lotniczej SIMP, Czytelnikom i Sympatykom — o zmianie częstotliwości czasopisma „Technika Lotnicza” — z dwumiesięcznika na miesięcznik.

Radość nasza jest tym pełniejsza, że na początku 1960 r. sytuacja była tak groźna, że likwidacja tego czasopisma zdawała się być nieuchronna. Jednak w wyniku realizacji uchwał IV Plenum KC PZPR, przy poparciu czynników zainteresowanych rozwojem lotnictwa, Zespół Redakcyjny już w lutym 1960 r. uzyskał ze strony Dyrekcji Wydawnictw Technicznych NOT cofnięcie decyzji likwidacji i zapewnienie dalszego wydawania czasopisma, a nawet możliwości przejścia na miesięcznik. Ponieważ jednak ze względu na różne zarządzenia oszczędnościowe termin zmiany częstotliwości odsuwał się coraz dalej, Zarząd Sekcji Lotniczej SIMP zwrócił się do instytucji odpowiedzialnych za stan i poziom lotnictwa polskiego z prośbą o wypowiadanie się na temat celowości przejścia „Techniki Lotniczej” na miesięcznik. Z wypowiedzi: Departamentu Lotnictwa Cywilnego Ministerstwa Komunikacji, Dowództwa Wojsk Lotniczych, Zjednoczenia Przemysłu Lotniczego oraz Instytutu Lotnictwa wynikał zgodny pogląd, że czasopismo tego rodzaju — podobnie jak zagraniczne techniczne czasopisma lotnicze na poziomie inżynierskim — powinno ukazywać się jako miesięcznik. Pogląd ten uzasadnia dynamika rozwoju zagadnień lotniczych, przy której periodyk-dwumiesięcznik, o długim cyklu wydawniczym, będzie zawsze opóźniony.

W oparciu o powyższe wypowiedzi Zarząd Sekcji Lotniczej zwrócił się do Prezydium Naczelnej Organizacji Technicznej z prośbą o poczynienie starań w celu zapewnienia przekształcenia organu Sekcji w miesięcznik od dnia 1 stycznia 1961 r.

Interwencja okazała się tym razem skuteczna. Zgodę instytucji decydujących w tej sprawie ułatwiła atmosfera zrozumienia dla potrzeb prasy technicznej, panująca w okresie przed IV Kongresem Techników Polskich i Redakcja czasopisma otrzymała pismo z dnia 20.XII.60 r. następującej treści: „W nawiązaniu do rozmów przeprowadzonych z przedstawicielami Redakcji w dn. 19.XII.60 r. Wydawnictwa Czasopism Technicznych zawiadamiają, że czasopismo Wasze zmienia częstotliwość z dwumiesięcznika na miesięcznik od dnia 1 kwietnia 1961 r., to znaczy, że w roku 1961 ukaże się 10 numerów po 32 strony każdy. Cena 1 egz. zostaje ustalona na zł 12.—

W załączeniu przesyłamy odpis zezwolenia GUKP z dnia 14.XII.1960 r.”.

Ta tak długo oczekiwana decyzja — powinna być przyjęta przez wszystkich zainteresowanych lotnictwem inżynierów i techników z dużym uznaniem, gdyż umożliwia dwukrotne zwiększenie liczby artykułów i takie rozmieszczenie tematyki, aby każdy z Czytelników mógł znaleźć na przestrzeni roku szereg artykułów bezpośrednio go interesujących. Umożliwia ona również nadanie czasopismu charakteru właściwego dla organu Sekcji Lotniczej SIMP — pełniącego ważną rolę łącznika pomiędzy członkami Sekcji oraz pomiędzy Zarządem a członkami Sekcji i docierającego co miesiąc do członków z aktualnymi komunikatami.

Podając powyżej przebieg akcji, która doprowadziła do nadania czasopismu „Technika Lotnicza” właściwego charakteru, chcemy podkreślić na tym przykładzie, że istotnie w wyniku realizacji uchwał IV Plenum KC PZPR został zapewniony lepszy klimat dla rozwoju nauki i techniki,

lepsze warunki działalności dla stowarzyszeń technicznych i większe możliwości popularyzacji prasy technicznej. Oświadczenia złożone w czasie IV Kongresu Techników Polskich, stwierdzające, że „Partia i Rząd w pełni doceniają i pragną zwiększyć rolę NOT i jej zrzeszeń technicznych w dziedzinie postępu technicznego, zapalają na ich drodze nowe zielone światła dla ułatwienia im działalności” — naberają konkretnej wartości.

Obecnie należy się zastanowić, co zrobiła Redakcja czasopisma, wykorzystując ten tak pomyślny układ dla zwiększenia popularyzacji „Techniki Lotniczej” wśród aktywu technicznego lotnictwa.

Zgodnie z założeniami, podanymi w zeszytce 4/60, Zespół Redakcyjny przeprowadził i dalej realizuje pociągnięcia, mające na celu podniesienie przydatności i poczytności czasopisma. Zmieniono układ zeszytu, zwiększono ilość działów stałych oraz rozszerzono dział ogólnych wiadomości i informacji na poziomie dostępnym dla każdego pracownika technicznego lotnictwa. Wreszcie zmieniono dotychczasowy, jednostajny charakter okładki, ożywiając ją aktualnym, interesującym zdjęciem. Dla ułatwienia pracy Czytelników, gromadzących informacje techniczne, od 1961 roku wprowadzono oznaczenie podstawowych artykułów numerami klasyfikacji dziesiętnej CIDNT oraz podawanie na każdej stronie u dołu — obok kolejnego numeru strony — pełnego oznaczenia zeszytu.

Rozpoczęto akcję, mającą na celu wciągnięcie licznych, nowych Autorów do współpracy z czasopismem. Wreszcie rozpoczęto akcję propagującą czasopismo „Technika Lotnicza” przez ogłoszenie w popularnej prasie technicznej i lotniczej, przez audycje w radio oraz przez skierowanie bezpośrednich pism do kierownictwa i przewodniczących Kół Zakładowych SIMP, zakładów i instytucji skupiających inżynierów i techników lotniczych.

Dalsze podnoszenie poziomu czasopisma oraz zwiększenie jego poczytności zależy w znacznej mierze od ustosunkowania się do niego technicznego aktywu lotniczego. **Konieczne jest podkreślenie ścisłego powiązania wszystkich zainteresowanych losem lotnictwa inżynierów i techników z własnym czasopismem przez masowe abonowanie „Techniki Lotniczej” oraz wzięcie udziału w układaniu jej tematyki pod kątem największej przydatności dla Czytelników.**

Sprawa nabywania „Techniki Lotniczej” powinna ulec w roku bieżącym dalszej poprawie w związku z decyzją rozprowadzania czasopism technicznych przez osobny dział przedsiębiorstwa „Ruch” pod kontrolą NOT. W zeszytce niniejszym podajemy obecnie możliwości nabywania „Techniki Lotniczej”, zwracając się z gorącym apelem do Zarządów Kół Zakładowych SIMP o zorganizowanie kolportażu oraz zgłaszanie do redakcji „Techniki Lotniczej”, kiosków „Ruchu” — znajdujących się na terenie lub w pobliżu zakładów pracy — w których należy uruchomić sprzedaż komisową pojedynczych zeszytów. Zasady nabywania „Techniki Lotniczej” są podane również w zeszytce 6/60.

Jesteśmy przekonani, że pozytywne ustosunkowanie się władz do spraw „Techniki Lotniczej” i wysiłki Zespołu Redakcyjnego, zmierzające do zwiększenia jej przydatności, znajdują pozytywną ocenę ze strony wszystkich zainteresowanych rozwojem technicznej prasy lotniczej i doprowadzą w krótkim czasie do poważnego wzrostu liczby stałych Czytelników, do zapewnienia dalszego podnoszenia poziomu czasopisma i do zespolenia pracy lotniczego aktywu technicznego.

Geneza powstawania szybowca SZD-25 „Lis”

Postęp techniczny w dziedzinie budowy szybowców zdąża w kierunku podwyższenia uzyskiwanych osiągnięć oraz w kierunku podniesienia trwałości sprzętu w czasie jego użytkowania. Szybowce, pretendujące do klasy wysokowycynowej, wymagają od strony aerodynamicznej takich parametrów, które pozwalają na zmniejszenie oporów w locie — podstawowego warunku uzyskania wysokich własności przelotowych. Drugi kierunek, który zresztą nie stoi w kolizji z pierwszym, to strona technologiczna i przede wszystkim materiałowa.

Stosowane do niedawna drewno, jako podstawowy materiał do budowy szybowców, zostaje ostatnio zastępowany przez metale lekkie i tworzywa sztuczne. Szybowce metalowe, budowane już w wielu krajach, wykazują większą odporność na wpływy atmosferyczne, dzięki czemu zwiększa się możliwość użytkowania ich w różnych klimatach. Ten kierunek przeszczepił się również na nasz teren i dlatego od paru lat słyszy się coraz częstsze sugestie, że szybowce metalowe są awangardowym krokiem w tej dziedzinie.

Bezspornie metal lekki, dobrze zakonserwowany galwanicznym czy innym chemicznym pokryciem, jest bardziej odporny na wpływy atmosferyczne od lakierowanego drewna. Nie ma też porównania między nimi, jeżeli weźmiemy pod uwagę wrażliwość na drobnoustroje.

Z punktu widzenia ciężarowego właściwym kryterium porównawczym może być tak zwana dobroć materiału, która określa się zależnością:

$$D = \frac{R_r}{\gamma}$$

gdzie R_r — wytrzymałość doraźna na rozciąganie — kG/mm^2
 γ — ciężar właściwy — kG/dcm^3

Wartość ta wynosi:

$$\text{dla sosny } D = \frac{8}{0,55} = 14,5 \text{ km}$$

$$\text{dla stali } D = \frac{80}{7,8} = 10,3 \text{ km}$$

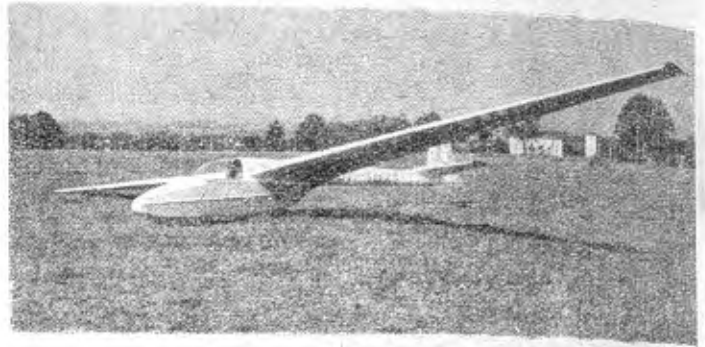
$$\text{dla duralu } D = \frac{40}{2,8} = 14,3 \text{ km}$$

Z tego krótkiego zestawienia widać, że sosna lotnicza jest materiałem równorzędnym z duraliem, podczas gdy stal jest materiałem z tych trzech najgorszym. Wynikałby stąd prosty wniosek, że — biorąc pod uwagę wspomniane kryteria — stopy aluminiowe i sosna są najkorzystniejszymi materiałami lotniczymi. Tak też jest w istocie i materiały te w lotnictwie skutecznie konkurują ze sobą. W przypadku lotnictwa silnikowego dawno już zwyciężyły stopy aluminiowe ze względu na jednorodność tego materiału, oraz duże jego ilości, dostarczane przez rozbudowany przemysł hutniczy. Stosowane w samolotach niewielkie wydłużenia skrzydeł nie natrafiły na te trudności, które wystąpiły wyraźniej w szybownictwie. Tu bowiem wydłużenie 15 (uznane jak dotychczas za typowe dla klasy Standard) wymaga wyraźnego zwiększenia dla uzyskania wyższych osiągnięć. W tych specjalnych dla szybownictwa warunkach zaistniał, poza wytrzymałością konstrukcji, dodatkowy warunek sztywności.

Jeżeli rozpatrzmy z tego punktu widzenia wspomniane trzy materiały, to dojdziemy do nieco odmiennego wniosku aniżeli poprzednio. Kryterium sztywności konstrukcji określa wartość EI . Najślabszy z tych materiałów — sosna, w określonych warunkach gabarytowych i obciążenia, wymaga większego wypełnienia przekroju pracującego. Ponieważ zaś moment bezwładności rośnie z trzecią potęgą wymiaru wysokości przekroju, więc sztywność dźwigara drewnianego przewyższa sztywność konstrukcji duralowej, a tym bardziej stalowej. Warto przy okazji nadmienić, że zewnętrzne partie skrzydeł, jako mniej obciążone, wymagają tak małych przekroi, że jedynie względy technologiczne wymagają zastosowania grubszych przekroi, które nie

będąc w pełni wykorzystane, przeciążają zbędnie konstrukcję. Tego rodzaju nadmiary materiałowe występują ostrzej przy zastosowaniu stali czy duralu aniżeli przy użyciu drewna. Cienkie przekroje konstrukcji metalowych wymagają większej liczby usztywnień celem zapewnienia miejscowej stateczności postaciowej.

Te przesłanki skłoniły konstruktorów szybowca SZD-25, pod kierownictwem mgr inż. Badury oraz autora, do zastosowania skrzydła drewnianego — tym bardziej, że



z punktu widzenia technologicznego drewno jest bardzo wdzięcznym materiałem. Pozwala ono na usuwanie niedokładności wykonawczych przez dostruganie lub doklejanie w montażu poszczególnych części.

Zastosowano więc skrzydło z szybowca Mucha Standard, który dzięki szczęśliwemu doborowi parametrów wykazał bardzo korzystne własności i wygrał w Lesznie mistrzostwo świata w klasie Standard. Dorobiono do niego kadłub o mieszannej konstrukcji metalowej. Przednia jego część, obejmująca kabinę pilota do wręg mocujących skrzydło, została wykonana z rurek stalowych jako kratownica przestrzenna, kryta płótnem, a tylna jego część przyjęła postać rury, zwiniętej z blachy duralowej. Udało się jeszcze zmniejszyć nieco przekrój czołowy kadłuba, co skompensowało mniej korzystny wpływ, spowodowany przejściem z partii kratowej w rurę zaskrzydłową.

Kadłub metalowy miał w swoim założeniu wykazać większą odporność eksploatacyjną. W tym celu tylna jego część została podniesiona do góry tak, że kontakt z ziemią jest praktycznie niemożliwy. Pozostawiona płoza ogonowa zabezpiecza kadłub jedynie podczas lądowania na bardzo dużych kątach natarcia.

Celem podkreślenia własności treningowych szybowca (przeznaczonego do użytkowania na etapie przejściowym przed szybowcami wysokowycynowymi), zastosowano tu chowane w locie podwozie. Pracuje ono na wzmocnionych amortyzatorach z motocykla Junak (charakterystyka oryginalnych amortyzatorów Junaka wykazuje, że są za miękkie). Szybowiec może lądować ze schowanym podwoziem jedynie na przedniej płozie, która zresztą — nawet przy kółku wysuniętym — jest normalnie drugim punktem podparcia szybowca na ziemi. Szybowiec pusty ma ogon uniesiony do góry, zachowując pozycję podobną jak płatowiec z podwoziem trójkołowym.

Kabina pilota jest wyposażona w konwencjonalny układ urządzeń sterowania szybowcem, przy czym posiada:

- pedały przesuwne w locie,
- dwa zaczepy do holu (przedni i dolny) sterowane jedną gałką,
- amortyzowaną tablicę z pięciu przyrządami,
- wyłącznik świateł pozycyjnych,
- regulowaną wentylację zasilaną przez otwór w kołpaku, odmuchującą wnętrze oszklenia celem niedopuszczenia do jego zachodzenia mgłą w niskiej temperaturze,
- oparcie pilota, umożliwiające jego regulowanie na ziemi,
- bagażnik, umieszczony za głową pilota,
- osłone kabiny, otwieraną na bok z możliwością awaryjnego odrzucenia jej w locie oraz zaopatrzoną w otwierane okienko boczne.

Dzięki bardzo niskiemu położeniu siodełka (na poziomie podłogi) szybowiec jest niższy od innych, w których pilot zajmuje pozycję siedzącą.

Podczas produkcji prototypu wprowadzono drobne korekty, na przykład w usytuowaniu pedałów wobec siodełka i w położeniu różnych uchwytów sterowania. Z doświadczenia wiadomo, że pod tym względem ostatecznie zdanie mają piloci doświadczalni i uwzględnienie ich życzeń oszczędza późniejszych kłopotów. Dlatego też powrócono z wyczepem zamków holowniczych w konwencjonalne położenie na tablicy przyrządów, chociaż początkowo zaprojektowane usytuowanie na wysięgniku z podłogi przed drążkiem pilota było prostsze konstrukcyjnie i umożliwiało bardziej prostopadły bieg linek sterujących.

Po wykonaniu pierwszego egzemplarza, został on poddany wszechstronnym próbom statycznym, celem stwierdzenia wymaganej wytrzymałości w różnych fazach lotu. Z wszystkich tych prób szybowiec wyszedł zwycięsko, oprócz przypadku wynikającego z bocznego szarpnięcia linką holowniczą, aż do zerwania bezpiecznika. Okazało się, że konstrukcja kratowa z dużym wykrojem na kabinę pilota, nie była wystarczająco sztywna na obciążenie boczne i trzeba było dodać kilka prętów, celem skrócenia swobodnej długości prętów, narażonych na ściskanie w tym stanie obciążenia.

W następnym etapie prób — prób szybowca w locie — nie obyło się bez niespodzianek. Okazało się mianowicie, że charakterystyka przeciągnięcia szybowca jest zbyt „ostra” jak na szybowiec treningowy. Jakkolwiek skrzydło Muchy Standard było jeszcze do przyjęcia w szybowcu wyczynowym, to w tym przypadku należało zastosować zmianę kon-

strukcyjną, która pozwoliłaby na bezpieczne przeciągnięcie szybowca. Własność ta jest jedną z wymaganych dla szybowców eksportowanych do krajów, gdzie obowiązują przepisy angielskie. Dlatego też przystąpiono do serii prób, polegających na deformacjach profilu, uzyskiwanych przez dodanie różnych listewek zarówno w okolicy listewek natarcia, jak też przy listwie spływu. Próby te dawały częściowo pożądany efekt, ale w stopniu nie wystarczającym. Zdecydowano się ostatecznie na radykalną zmianę geometrii skrzydła, przez dodatkowe jego zwichrzenie. Metoda ta okazała się najbardziej skuteczna. Nie chcąc jednak zwichrzać zbyt mocno za dużo, wykonywano je na prototypie stopniowo, dochodząc ostatecznie do stanu, który po sprawdzeniu w locie, został zaakceptowany — jako zadowalający. Efektywnie zwichrzono skrzydło w partii łotkowej o kąt — 4,5°. Jest rzeczą jasną, że dalsze zwichrzenie wpłynęłoby na stworzenie jeszcze bardziej bezpiecznego szybowca w stanie przeciągnięcia, ale taka deformacja pociągnęłaby za sobą zwiększenie oporu i obniżenie własności lotnych. Przy tej okazji skrzydło szybowca Mucha-Standard przeszło automatycznie modyfikację, która — po sprawdzeniu na tym typie szybowca — zostanie również wprowadzona do dalszej produkcji. W ten sposób próby, wykonane na szybowcu „Lis”, zostały wykorzystane w zakresie wykraczającym poza ten jeden tylko typ szybowca.

Po ukończeniu prób fabrycznych oraz państwowej homologacji szybowiec „Lis” jest przewidziany do produkcji seryjnej.

Mgr inż. WALERIAN KORDZIŃSKI

621.454

Niektóre szczegóły rozwoju silników Armstrong Siddeley „Sapphire”

W artykule przedstawiono historię powstania silnika turbinowo-odrzutowego Armstrong Siddeley „Sapphire” i rozwój poszczególnych jego odmian, podkreślając wprowadzane zmiany konstrukcyjne oraz zwracając uwagę na powstające w czasie prób uszkodzenia silników i na ich przyczyny. Opisano niektóre szczegóły konstrukcji silnika ASSa.6 i ASSa.7. Artykuł uzupełniono tabelą, w której zebrano dane poszczególnych odmian silnika „Sapphire”.

Wstęp

Nowe typy lotniczych silników turbinowych muszą przejść wieloletni cykl rozwojowy, zanim osiągną odpowiedni stopień doskonałości, pozwalający na rozpoczęcie seryjnej produkcji. Warto zaznaczyć, że cykl rozwojowy lotniczego silnika turbinowego jest z reguły dłuższy niż cykl rozwojowy płatowca. Na ogół nie poprzestaje się na jednym modelu silnika, lecz buduje się dalsze jego odmiany; wymagają one długotrwałych prób na stoisku i w locie, mających na celu stwierdzenie zgodności osiągnięć silnika z osiągnięciami obliczeniowymi, sprawdzenie poprawności pracy silnika i osprzętu w różnych warunkach i wykrycie usterek, które następnie usuwa się za pomocą odpowiednich zmian konstrukcyjnych. Równocześnie dąży się do zwiększenia ciągu (mocy) kolejnych odmian silnika, w celu pełnego wykorzystania możliwości danej konstrukcji. Osiąga się to głównie przez podwyższanie temperatury przed turbiną, zwiększanie sprężu i wydatku sprężarki oraz przez doskonalenie poszczególnych zespołów silnika, prowadzących do zwiększenia ich sprawności. Często trzeba uciekać się do wprowadzania najważniejszych zmian w budowie silnika. Zdarza się, że w wyniku rozwoju późniejsze odmiany silnika są już zupełnie nowymi konstrukcjami i łączy je z wcześniejszymi odmianami jedynie nazwa — czasem i ją się zmienia. Odmiany, które pomyślnie przeszły próby stoiskowe i w locie, oddaje się do produkcji; niezależnie od tego rozwija się nowe odmiany, mające spełnić zwiększone wymagania nowych samolotów.

Celem niniejszego artykułu jest zapoznanie czytelników z niektórymi zagadnieniami cyklu rozwojowego silników turbinowo-odrzutowych na przykładzie silnika Armstrong Siddeley „Sapphire”. Silnik ten wybrano ze względu na zakończenie jego cyklu rozwojowego, dostępność materiałów na jego temat oraz ze względu na fakt, że silniki „Sapphire” są jeszcze dotychczas bardzo szeroko stosowanymi silnikami turbinowo-odrzutowymi w angielskim lotnictwie wojskowym. Napędzają one samoloty myśliwskie Armstrong Whitworth „Hunter” F.2 i F.5, wszystkie odmiany samolotów myśliwskich Gloster „Javelin” i strategiczne samoloty bombowe Handley-Page „Victor” B.1. Jeszcze większe za-

stosowanie znalazły one w Stanach Zjednoczonych, gdzie są produkowane z licencji przez wytwórnictwo Wright pod oznaczeniem J 65. Silniki J 65 są zabudowane na bombowcach Martin B-57B i B-57E, na samolotach taktycznych i rozpoznawczych Republic F-84F „Thunderstreak” i RF-84F „Thunderflash” oraz na samolotach marynarki Douglas „Skyhawk”, Grumman „Tiger” i North American „Fury”. W silniki „Sapphire” były również wyposażone następujące prototypy: English Electric P.1, SNCASO „Vautour”, Lockheed XF-104 i Avro „Vulcan”. Obecnie silnik „Sapphire” napędza prototyp szwajcarskiego samolotu myśliwskiego — P.16.

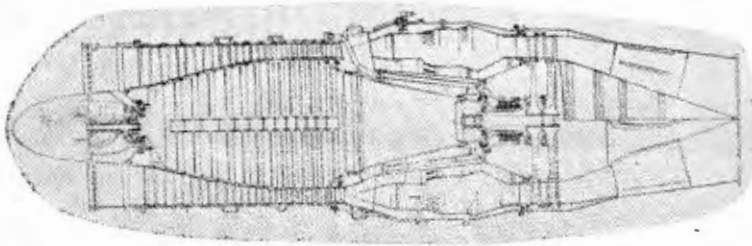
Produkcyjne odmiany silnika „Sapphire” — ASSa.6 i ASSa.7 — można zaliczyć do najdoskonalszych silników tej kategorii. Odznaczają się one niskim jednostkowym zużyciem paliwa, niskim ciężarem jednostkowym i dużym ciągiem z jednostki przekroju czołowego oraz prostotą konstrukcji. Na szczególną uwagę zasługuje sprężarka tych silników, której zadowalającą charakterystykę udało się osiągnąć, w przeciwieństwie do jednozespołowych sprężarek o wyższych sprężach większości silników turbinowych, bez zastosowania przestawialnych łopatek wlotowych i kierowniczych lub zaworów upustowych.

Historia powstania silników „Sapphire”

W 1940 roku angielska firma Metropolitan-Vickers Electrical Co. rozpoczęła wspólnie z lotniczą placówką badawczą Royal Aircraft Establishment pracę nad turbinowo-odrzutowym silnikiem z osiową sprężarką. Firma Metropolitan-Vickers zajmowała się badaniami nad sprężarkami osiowymi już od roku 1937 i była jedną z nielicznych firm, mających wówczas pewne doświadczenie w tej dziedzinie. Pierwszy prototyp silnika, noszącego oznaczenie F.1, poddano próbom stoiskowym w roku 1941. Był to pierwszy nieniemiecki silnik turbinowo-odrzutowy z osiową sprężarką. Następne prototypy przeszły pomyślnie próby stoiskowe w roku 1942; pierwszą próbę w locie przeprowadzono w czerwcu 1943 roku, przy czym silnik został zabudowany w komorze bombowej samolotu Avro „Lancaster”. Później powstał silnik F.2. Dwa silniki F.2/1 o ciągu 816 kG zabudo-

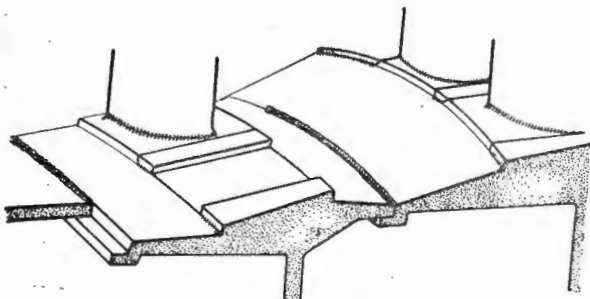
wano na samolocie Gloster „Meteor”, który odbył pierwszy lot 13 listopada 1943 roku. W czasie prac rozwojowych nad silnikami dwuprzepływowymi F.3 i F.5 firma zaczęła projektować silnik o większym ciągu — silnik F.9. Początkowo prace nad tym silnikiem miały charakter doświadczalny i były prowadzone bez pomocy ze strony państwa. Dopiero w roku 1946 podpisano umowę z ministerstwem zaopatrzenia, które poleciło budowę prototypów. Pierwszy z nich poddano próbom w roku 1947; został on nazwany „Sapphire” i otrzymał oznaczenie M.V.Sa.1. Silnik ten, przedstawiony na rys. 1, miał 13-stopniową sprężarkę, pierścieniową komorę spalania z przepięradowymi wtryskiwaczami i dwustopniową turbinę. Mimo to, że pierwsze próby silnika wypadły dosyć pomyślnie, rozwój jego został przerwany, ponieważ w 1947 roku firma Metropolitan-Vickers postanowiła zakończyć prace nad silnikami lotniczymi.

Ponieważ silnik „Sapphire” miał stanowić, obok silnika Rolls-Royce „Avon”, napęd znajdujących się w stadium projektowania angielskich samolotów wojskowych, ministerstwo zaopatrzenia zdecydowało się przekazać go do dalszego rozwoju firmie Armstrong Siddeley Motors Ltd, przy czym oznaczenie silnika zmieniono na ASSa.1. W chwili przejęcia go przez firmę Armstrong Siddeley był to jeden z najbardziej obiecujących dużych silników turbinowo-



Rys. 1

rzutowych; mógł on rozwinąć ciąg 3000 kG i wykazywał niskie jednostkowe zużycie paliwa. W końcu 1948 roku opracowano rysunki do nowej odmiany silnika oznaczonej ASSa.2, która miała być podstawą rozwojową przyszłych odmian produkcyjnych. W nowej odmianie zastosowano przestawialne łopatki wlotowe sprężarki, wprowadzono niewielkie zmiany w komorze spalania i zmieniono kanał wylotowy. W międzyczasie silnik ASSa.1 przeszedł próbę państwową (próbę typu) — kręcenie tego silnika trwało do 1949 roku. W grudniu 1949 roku również silnik ASSa.2 został poddany próbie typu, podczas której rozwinął ciąg 3350 kG. Ciąg ten uważany był wówczas za rekordowy. Następnie dwa silniki ASSa.2 zabudowano na latającej hamowni Avro „Lancastrian” — pierwsza próba w locie odbyła się w styczniu 1950 roku. W sierpniu 1950 roku samolot Gloster „Meteor” 8, wyposażony w dwa silniki ASSa.2, ustanowił rekord prędkości wznoszenia, osiągając wysokość

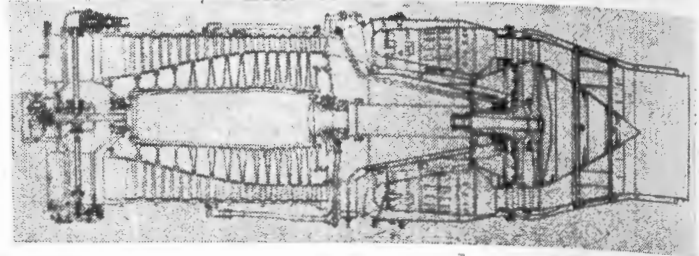


Rys. 2

12000 m w czasie 3 min i 7 sek. Dwa silniki ASSa.2 zabudowano również na samolocie Handley Page „Hastings”, przy czym w tym przypadku chodziło głównie o zebranie danych do prac nad samolotem „Victor”.

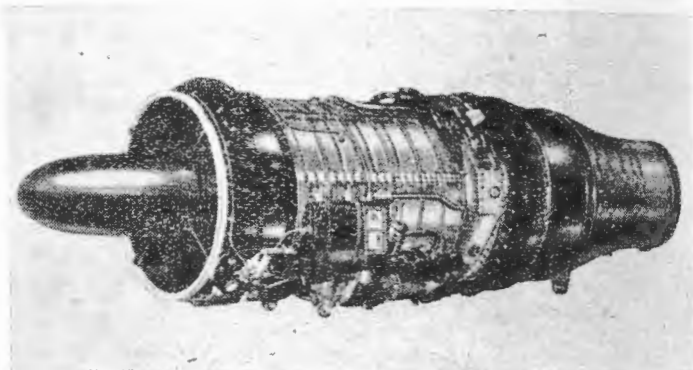
W międzyczasie wprowadzono w silniku szereg zasadniczych zmian, co doprowadziło do powstania nowej odmiany — ASSa.3. Silnik ten oznacza zerwanie z konstrukcją silników Metropolitan-Vickers i może być uważany za początek rozwoju silników „Sapphire” serii 100 i 200.

Wirnik sprężarki pierwszych odmian silników „Sapphire”, podobnie jak silników z których powstały, składał się z tarcz spawanych ze sobą na obrzeżach; każda tarcza miała na obwodzie wybrania w kształcie jaskółczych ogonów, w których były mocowane łopatki za pomocą sztucznej żywicy „Marco”. Szczegóły te widać na rys. 2. Zupełnie nową konstrukcją wirnika sprężarki zastosowano w silniku ASSa.3; został on mianowicie zbudowany z cienkich, podwójnych dla każdego stopnia, tarcz, z łopatkami zanito-



Rys. 3

wanymi między dwiema sąsiadującymi tarczami. Tarcze zostały osadzone na bębnie, napędzanym drażonym wałem, który łożyskowano w dodatkowym łożysku (poprzednie silniki miały układ dwułożyskowy). Za środkowym łożyskiem umieszczono kulowy przegub i zębate sprzęgło, w celu umożliwienia samoczynnej kompensacji niedokładności w łożyskowaniu sprężarki i turbiny. Opisane rozwiązanie konstrukcyjne zespołu wirującego, przypominające rozwiązanie zastosowane już poprzednio przez firmę Armstrong Siddeley w silnikach turbinowo-śmigłowych „Mamba”, zostało poddane dokładnym badaniom stoiskowym; stwierdzono, że układ trzyłożyskowy jest znacznie korzystniejszy niż pierwotny układ dwułożyskowy, wykazując jednocześnie mniejszy ciężar.



Rys. 4

Drugą poważną zmianą było zastosowanie wtryskiwaczy z odparowywaczami paliwa.

Podczas próby typu, silnik ASSa.3 rozwinął cokolwiek mniejszy ciąg niż silnik ASSa.2 — 3280 kG przy jednostkowym zużyciu paliwa 0,916 kG/kGh. Górował jednak nad poprzednim silnikiem lepszą konstrukcją oraz korzystniejszą charakterystyką sprężarki, która nie wykazywała pompażu.

Nie obeszło się również bez trudności, związanych głównie z ołopatkowaniem wirnika sprężarki. Zaczęły mianowicie występować pęknięcia zmęczeniowe stóp łopatek przy otworach nitowych. W związku z tym łopatki ze stopu aluminiowego zastąpiono łopatkami stalowymi, przy czym zmniejszono cokolwiek ich przekrój, zachowując poprzedni sposób mocowania. Ponieważ jednak w dalszym ciągu pojawiały się uszkodzenia zmęczeniowe, musiano zwiększyć przekrój łopatek u ich nasady do poprzednich rozmiarów. Mimo to drgania łopatek pierwszych stopni nadal powodowały ich pęknięcie. Jakkolwiek stal ma ponad trzykrotnie większą wytrzymałość zmęczeniową niż stopy aluminium, było konieczne zastosowanie poprzedniego przekroju łopatek wzdłuż całej ich długości. Wy tłumaczyć to można szczególnie silnymi drganiami łopatek pierwszych stopni, występującymi w czasie pracy z małymi prędkościami obrotu-

wymi i spowodowanymi odrywaniem się strumienia powietrza od grzbietu łopatek. Ze względu na zwiększony ciężar łopatek mocowanie ich za pomocą nitów okazało się niewystarczające; z tego powodu zastosowano w pierwszych trzech stopniach choinkowe zamki łopatek wirnikowych, w związku z czym tarcze podwójne zostały zastąpione tarczami pojedynczymi. Dalsze próby wykazały pęknięcia zmęczeniowe przez ząbki zamków, lecz usunięto je przez zwiększenie przekroju poprzecznego zamków.

Uszkodzeniom zmęczeniowym próbowano również zapobiegać przez „związanie” łopatek pierwszego stopnia drutem, przechodzącym przez małe otworki w pobliżu końców łopatek. Powodowało to tłumienie drgań, lecz okazało się później niepotrzebne.

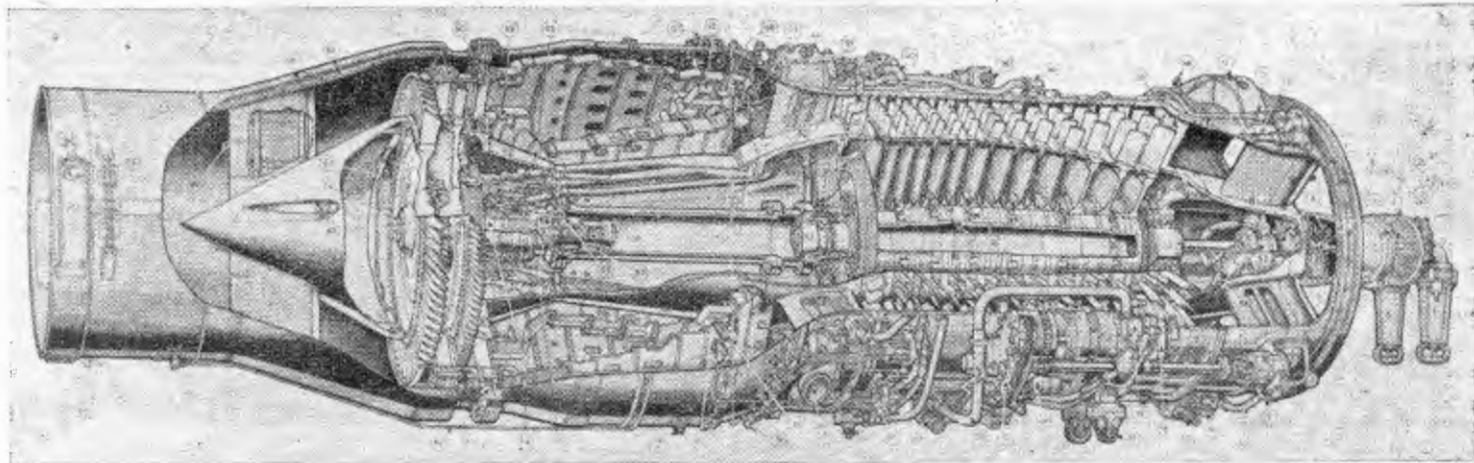
Innym źródłem kłopotów były łopatki wlotowe sprężarki, lutowane wewnętrznymi końcami do 16 pierścieniowych segmentów (po trzy łopatki do jednego segmentu). Uszkodzenia zmęczeniowe tych łopatek udało się usunąć przez zastosowanie tylko dwóch segmentów. Ta sama przyczyna doprowadziła do zmiany w konstrukcji kierownic, gdzie osiem pierścieniowych segmentów zastąpiono czterema.

Ponadto w czasie prób silnika ASSa.3 zaobserwowano uszkodzenia pierścienia zabezpieczającego połączenie tarcz wirnika turbiny. Było to spowodowane niedostatecznym chłodzeniem przestrzeni między tarczami. W związku z tym upust powietrza chłodzącego z ósmego stopnia sprężarki zastąpiono upustem z trzynastego stopnia, co zapewniło odpowiedni wydatek powietrza.

-Royce „Avon” w Banner Lane, a próby w locie — w Bitteswell.

Szczegóły konstrukcji silnika ASSa.6 przedstawiono na rys. 5. Podobnie jak w silniku ASSa.3 wirnik sprężarki jest typu bębnowo-tarczowego. Bęben jest odkuty ze stopu aluminium, a następnie toczony metodą kopiową na siedem stopniowych średnic, przy czym zachowuje się stałą grubość ścianek. Na obwodzie każdego stopnia są wyfrezowane występy, które przenoszą moment obrotowy na tarcze. Tarcze pierwszych trzech stopni są odkute ze stali chromo-molibdenowej i luźno osadzone na bębnie. Na ich piastach są nacięte sprzęgła Hirtha, które zazębiają się z pierścieniami sprzęgającymi. Pierwsza tarcza zazębia się ponadto ze sprzęgłem Hirtha kołnierza przedniego wału wirnika. Łopatki wirnikowe pierwszych trzech stopni są kute ze stali nierdzewnej i po obróbce wykończeniowej mocowane do tarcz za pomocą zamków choinkowych. Poczynając od czwartego stopnia tarcze są podwójne, a łopatki są mocowane nitami. Łopatki od czwartego do siódmego stopnia są dokładnie kute ze stopu aluminium i obrabiane tylko na końcach i u podstaw. Pozostałe łopatki są wykonane ze stali nierdzewnej. Między wieńcami łopatek znajdują się pierścienie odległościowe, walcowane ze stali i obrabiane.

Do tylnej części bębna wirnika jest zamocowany za pomocą śrub wał napędowy, a do niego stalowa tarcza wyważająca z labiryntowym uszczelnieniem; tarcza wyważająca odciąża przednie łożysko silnika od sił osiowych.



Rys. 5

Drugą państwową próbę udoskonalonego silnika ASSa.3 przeprowadzono w styczniu 1952 roku; rozwinął on wówczas ciąg 3450 kG przy jednostkowym zużyciu paliwa 0,909 kG/kGh.

Przekrój silnika ASSa.3 pokazano na rys. 3.

Jedną z głównych zalet silników „Sapphire” był od początku ich duży wydatek powietrza z jednostki przekroju czołowego silnika. Próby stoiskowe, przeprowadzone w 1951 roku z silnikiem ASSa.3, wykazały, że można uzyskać jeszcze większy wydatek, zmniejszając kąt ustawienia łopatek wlotowych sprężarki i zwiększając prędkość obrotową silnika. Zrealizowano to w następnej odmianie silników „Sapphire” — w silniku ASSa.6 (rys. 4). W roku 1952 został on poddany próbie typu, w czasie której rozwinął ciąg 3750 kG przy jednostkowym zużyciu paliwa 0,90 kG/kGh. Próby w locie przeprowadzono na samolocie English Electric „Canberra”.

W międzyczasie w małej serii był budowany silnik ASSa.5 o ciągu 3630 kG. Był on przeznaczony do samolotu nadźwiękowego Avro 730, w związku z czym wyposażono go w stalową obudowę sprężarki.

Na początku 1950 roku zawarto umowę na produkcję silników „Sapphire”; początkowo miano produkować odmianę ASSa.3, lecz w związku z rozwojem odmiany ASSa.6 zdecydowano się na produkcję tej ostatniej. Przeznaczono do tego celu zakład w Brockworth, należący dawniej do firmy Gloster Aircraft. Pierwsze silniki wypuszczono w lecie 1953 roku. Od tego czasu zakład w Brockworth stał się głównym producentem silników „Sapphire”, prace badawcze i rozwojowe prowadzono w Coventry, próby stoiskowe — w Ansty i na dawnych stoiskach silników Rolls-

Obudowa sprężarki ma stałą średnicę i składa się z dwóch części o poziomej linii podziału, odlanych ze stopu aluminium. Obudowa jest usztywniona podłużnymi i poprzecznymi żebrami. Wewnątrz wytoczone są rowki, do których wsuwa się półpierścienie, mocujące łopatki kierownicze. Łopatki kierownicze pierwszych siedmiu stopni są wykonane jako dokładne odkuwki z nierdzewnej stali, łopatki wyższych stopni są obrabiane ze zgrubnych odkuwek stalowych. Są one mocowane w wycięciach w kształcie jaskółczego ogona wspomnianych już pierścieni, przy czym do mocowania łopatek pierwszych siedmiu stopni stosuje się sztuczną żywicę, która zapewnia sztywność zamocowania. Łopatki pozostałych stopni są zamocowane swobodnie — wahania końców łopatek wynoszą 0,05—0,25 mm. Kierownice pierwszych siedmiu stopni są wyposażone w pierścienie osłonowe; każdy pierścień składa się z czterech segmentów wykonanych z walcowanej taśmy brązowej i zaopatrzonych w otwory, do których wchodzi występy końców łopatek, lutowane do segmentów srebrem za pomocą prądów indukcyjnych.

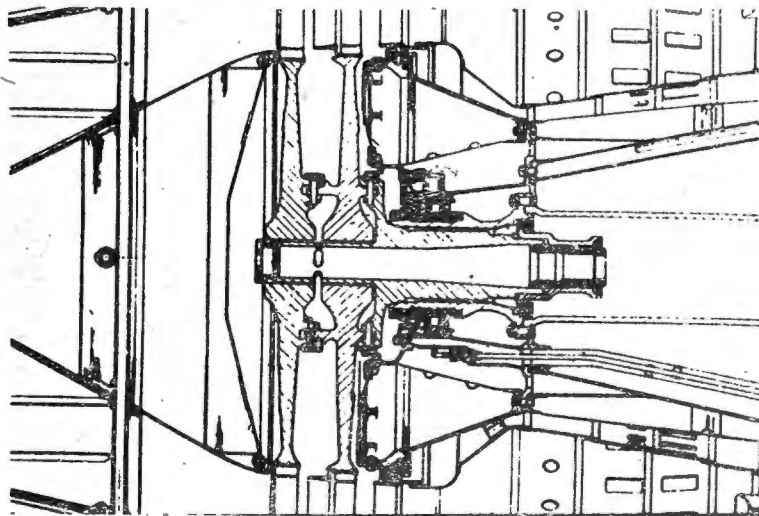
Na wylocie ze sprężarki znajduje się wieńiec łopatek prostujących, wykonanych z nierdzewnej stali. Początkowo stosowano dwa wieńce łopatek, lecz jeden wieńiec z łopatkami o dużej cięciwie okazał się korzystniejszy.

Obudowa środkowa silnika stanowiła początkowo odlew ze stopu aluminium. Najpierw w Stanach Zjednoczonych, później również w Anglii zastosowano obudowę spawaną z miękkiej blachy stalowej. Ciężar takiej obudowy różni się niewiele od ciężaru obudowy wykonanej ze stopu aluminium.

Poszczególne segmenty rury żarowej pierścieniowej komory spalania, wykonane ze stali żaroodpornej, są ze sobą

zgrzewane punktowo za pośrednictwem sfalowanych pierścieniowych wkładek; powstają w ten sposób pierścieniowe szczeliny, doprowadzające do komory zarowej powietrze chłodzące. Paliwo jest wtryskiwane do 36 odparowaczy.

Wał sprężarki jest połączony z wałem napędowym za pomocą sprzęgła, składającego się z przegubu kulowego i połączenia zębatego. Przegub kulowy przejmując obciążenia osiowe pochodzące od wirnika turbiny, natomiast połączenie zębate przenosi moment napędowy na wał sprężarki, umożliwiając jednocześnie kompensację niedokładności ułożyskowania wałów.



Rys. 6

Tarcze wirnika turbiny są odkute ze stali ferrytycznej. Obie tarcze są połączone ze sobą stożkowymi kołkami, przechodzącymi przez kołnierze mocujące obu tarcz. W podobny sposób jest zamocowany do przedniej tarczy krótki wał turbiny, który jest osadzony na wewnętrznych powierzchniach stożkowych tulei, łączącej wał turbiny z wałem napędowym. Przedni stożek mocujący wału turbiny jest dzielony i dociśnięty do powierzchni stożkowej tulei nakrętką, która jest zabezpieczona przed odkręceniem za pomocą tłoczka i sprężyny. Moment obrotowy wału turbiny jest przenoszony za pomocą wielowypustu. Szczegóły mocowania wirnika pokazano na rys. 6. Podobny sposób mocowania zastosowano już poprzednio w silnikach „Sapphire” budowanych przez firmę Metropolitan-Vickers (rys. 1).

Łopatkki wirnikowe pierwszego stopnia turbiny są wykonane ze stopu Nimonic 90, drugiego stopnia — ze stopu Nimonic 80A. Na łopatkki kierownicze obu stopni zastosowano Nimonic 80.

Układ olejowy silnika jest typu mieszanego, tj. przednie łożysko, skrzynka napędowa osprzętu i przekładnia rozrusznika są olejone systemem obiegowym, natomiast łożysko środkowe i tylne — dawkami oleju, który jest następnie odprowadzany na zewnątrz silnika. Łożyska te — środkowe i tylne — są dodatkowo chłodzone powietrzem ze sprężarki.

Obecnie nie produkuje się już silników ASSa.6, pozostają one jednak w dalszym ciągu w eksploatacji, napę-

Inż. JAN WYGANOWSKI
Instytut Lotnictwa, Zakład Badań w Locle

Ocena osiągnięć i własności lotnych samolotu w świetle wymagań ICAO, część II

W drugiej części pracy zestawiono w skrócie w tabelach kryteria oceny osiągnięć samolotów z lat 1949, 1953 oraz 1959. Umożliwia to ocenę zmian, jakie zachodziły z czasem w ustalaniu kryteriów dla poszczególnych prędkości, startu i lądowania. Dla umożliwienia uchwycenia wielkości liczbowych i ich różnic podano przykład liczbowy.

6. KRYTERIA I TYMCZASOWE KRYTERIA OCENY OSIĄGÓW SAMOLOTU

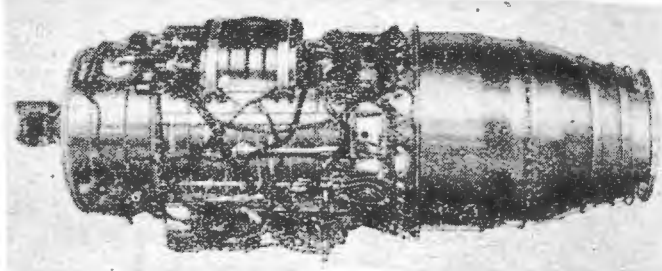
Tematycznie Zbiór Kryteriów nr 1 i 2 [1] oraz „Tymczasowe Kryteria Oceny Osiągnięć Samolotu” [2] pokrywają się w znacznej mierze; dla lepszego uwytknienia różnic w sformułowaniach i wymaganiach ilościowych ze-

dzając samoloty myśliwskie Armstrong Whitworth „Hunter” F.2 i F.5 i Gloster „Javelin” (odmiany od F.A.W.1 do F.A.W.6 i odmianę treningową T.3) oraz bombowce strategiczne Handley Page „Victor” B.1.

Ostatnią odmianą silników „Sapphire” serii 100 był silnik ASSa.12 o ciągu 3850 kG. Pod względem konstrukcji silnik ten niewiele różnił się od silnika ASSa.6. Jego ciąg zwiększono głównie przez znaczne podwyższenie temperatury przed turbiną, w związku z czym zmieniono materiał łopatek turbinowych. Silnik ASSa.12 nie wszedł do produkcji.

W marcu 1951 roku firma Wright rozpoczęła próby z pierwszą amerykańską odmianą budowanego z licencji silnika „Sapphire” — Wright J65-W-1 — wywodzącą się z silnika ASSa.3. Produkcję silników J65-W-1 rozpoczęto w roku 1952; w tym samym roku firma Buick przygotowała jeden ze swoich zakładów do produkcji silników J65-B-3.

W silnikach Wright (rys. 7) zastosowano obudowę środkową spawaną z niklowego żeliwa sferoidalnego. Koszt obudowy o takiej konstrukcji stanowi 1/5 kosztu obudowy odlewanej z lekkiego stopu. Sztynne przewody na zewnątrz silnika zastąpiono przewodami elastycznymi. W celu poprawienia warunków pracy sprężarki zastosowano tak zwany modulator przepływu, stanowiący pierścieniowy występ na wewnętrznej części obudowy wlotowej silnika. Uzyskuje się dzięki niemu zwiększenie prędkości przepływu (na skutek zmniejszenia przekroju wlotowego) i wyrównanie strumienia powietrza na wlocie do sprężarki; zwiększenie prędkości strumienia powoduje zmniejszenie kąta natarcia łopatek wirnikowych pierwszych stopni, co zapobiega odrywaniu się strug powietrza przy mniejszych prędkościach obrotowych. Wszystkie silniki J65, przeznaczone dla lotnictwa marynarki, wyposażono w modulatory przepływu.



Rys. 7

W wyniku dalszego rozwoju silnika J65 zaopatrzone go w dopalacz ze zmiennym przekrojem wylotowym. Poza tym zmieniono obudowę sprężarki zwiększając jej grubość, co pozwoliło na usunięcie zewnętrznych żeber usztywniających.

Silniki J65 mają ciąg około 3650 kG, z dopalaniem — około 5000 kG. Samoloty napędzane tymi silnikami wymieniono we wstępie.

Należy jeszcze wspomnieć o turbinowo-śmigłowej odmianie silników „Sapphire”, która była wynikiem współpracy firmy Armstrong Siddeley i Wright. Silnik ten, rozwijający moc 10 380 eKM, nie znalazł jednak zastosowania.

(c. dalszy w nast. zeszytcie)

629.135.07 : 656.7

stawiono je poniżej w skrócie, co pozwoli na łatwiejsze zorientowanie się w ich treści.

Jak wynika z powyższego zestawienia, poza drobnymi różnicami w definicjach, występuje tendencja do odstąpienia od określenia własności samolotu charakterystycznymi prędkościami przeciągnięcia: V_{s0} (konfiguracja podejścia do lądowania) i V_{s1} (lot ślizgowy — schodzenie do lądowania)

6.1. Prędkość przeciągnięcia — minimalna prędkość lotu ustalonego — minimalna prędkość lotu sterownego

L. p.	Nazwa lub oznaczenie	Zbiór nr 1; kryteria oceny osiągnięć samolotu (1949 r.)	Zbiór nr 2; kryteria oceny osiągnięć samolotu (1953 r.)	Tymczasowe kryteria oceny osiągnięć samolotu (1959 r.)
a	b	c	d	e
1	Prędkość przeciągnięcia	Prędkość, przy której kąt natarcia jest większy od kąta odpowiadającego maksymalnej sile nośnej lub prędkość, przy której ruchy pochylające i przechylające samolotu o dużej amplitudzie nie są bezpośrednio sterowane	Jak dla zbioru nr 1	Minimalna prędkość w przeciągnięciu jest to prędkość uzyskana w ramach prób w locie, przeprowadzonych według Lp. 4. W przypadku, gdy minimalna prędkość w przeciągnięciu oraz prędkość odpowiadająca maksymalnej sile nośnej — uzyskane w locie z przyspieszeniem normalnym równym 1 g różnią się w sposób istotny, należy przeprowadzić właściwe pomiary dla upewnienia się, że V_s nie jest błędnie wyznaczone
2	Minimalna prędkość lotu ustalonego	Prędkość uzyskana przy skrajnym wychyleniu do góry steru wysokości; powyższe nie ma zastosowania, o ile przed całkowitym wychyleniem steru zostanie osiągnięta prędkość przeciągnięcia	Jak dla zbioru nr 1	
3	Minimalna prędkość lotu sterownego	Prędkość, przy której przy unieruchomionym (jednym) silniku możliwe jest odzyskanie sterowności samolotu i utrzymanie samolotu w locie prostoliniowym albo bez odchylenia kierunkowego lub z przechyleniem nie przekraczającym 5°. Należy wykazać w próbach, że siła na pedale steru kierunku, potrzebna do utrzymania ustalonego lotu prostoliniowego, nie przekracza 81,5 kG, jak również — że nie ma potrzeby zmniejszania w tym celu mocy pozostałych silników. W czasie, który upływa od chwili zatrzymania jednego silnika do chwili odzyskania całkowitej sterowności samolotu, nie może być wymagana od pilota specjalna zręczność, siła lub uwaga, w celu zabezpieczenia przed utratą wysokości lotu, większą od tej, jaką spowoduje zmiana osiągnięć samolotu w wyniku utraty mocy jednego silnika lub zmiany kursu przekraczającej 20°; samolot nie może przy tym przyjmować niebezpiecznych położeń	Jak w zbiorze nr 1	Prędkość wyrażona w jednostkach prędkości równoważnej poprawionej (CAS), przy której, o ile krytyczny silnik ulega nagłej awarii, możliwe jest odzyskanie sterowności samolotu i utrzymanie go w locie prostoliniowym, przy czym odchylenie boczne ma być równe 0° lub przechylenie nie może przekraczać 5° (do wyboru dla ubiegającego się o wydanie świadectwa zdatności do lotu). Siła na pedale steru kierunku nie ma przy tym przekraczać 81,5 kG oraz nie ma występować potrzeba zmniejszania ciągu lub mocy pozostałych silników. Przy wyprowadzaniu z opisanego manewru samolot nie może przyjmować niebezpiecznego położenia, a do przeprowadzenia tej czynności nie ma być potrzebna specjalna siła, zręczność lub uwaga ze strony pilota, aby uniknąć zmiany kursu przekraczającej 20° i nadmiernej utraty wysokości, zanim zostanie zakończony wyprowadzenie samolotu z manewru
4	Wyznaczenie prędkości przeciągnięcia (minimalnej prędkości lotu ustalonego)	Samolot ma być wyważony dla prędkości równej w przybliżeniu 1,4 V_{s1} . Zaczynając od prędkości wystarczająco większej od prędkości przeciągnięcia należy zmniejszyć prędkość przez wychylenie steru wysokości, aż do osiągnięcia prędkości przeciągnięcia lub minimalnej prędkości lotu ustalonego, przy czym zmniejszanie prędkości ma być nie większe niż 1 węzeł na sekundę $\left(1,8 \frac{\text{km h}}{\text{sek}}\right)$	Jak dla zbioru nr 1	Samolot ma być wyważony w locie prostoliniowym dla prędkości nie mniejszej niż 1,2 V_s i nie większej niż 1,4 V_s . Pozostałe wymagania jak dla zbioru nr 1 i nr 2
5	V_{s0}	Prędkość przeciągnięcia ustalona w próbach w locie, wyrażona w relacji prędkości równoważnej poprawionej (CAS) przy:	Jak dla zbioru nr 1	
	warunki pracy silników	bieg jałowy, zdławiony lub ciąg = 0 (przy 110% prędkości przeciągnięcia)	bieg jałowy, zdławiony lub ciąg = 0 (przy 110% prędkości przeciągnięcia)	
	śmigła	położenie startowe	położenie startowe	
	podwozie	wypuszczone	wypuszczone	
	klapy	położenie do lądowania	położenie do lądowania	
	żaluzje chłodzące	zamknięte lub prawie zamknięte	zamknięte lub prawie zamknięte	
	poł. środka ciężkości	odp. maksymalnej prędkości przeciągnięcia	odp. maksymalnej prędkości przeciągnięcia	
	ciężar samolotu	według instrukcji dla danego przypadku	według instrukcji dla danego przypadku	

a	b	c	d	e
6	V_{S1}	Prędkość przeciągnięcia lub minimalna prędkość lotu ustalonego, wyznaczona w próbach w locie, wyrażona w relacji prędkości równoważnej, poprawionej (CAS) przy:	Jak dla zbioru nr 1	
	warunki pracy silników	bieg jałowy, zdławiony lub ciąg = 0 (przy prędkości = 110% prędkości przeciągnięcia)	bieg jałowy, zdławiony lub ciąg = 0 (przy prędkości = 110% prędkości przeciągnięcia)	
	śmigła	położenie startowe	położenie startowe	
	konfigur. i ciężar	według instrukcji dla danego przypadku	według instrukcji dla danego przypadku	
7	V_S			Prędkość minimalna w przeciągnięciu lub w locie ustalonym, przy której samolot jest sterowny w relacji prędkości równoważnej poprawionej (CAS), wyrażonej w węzłach przy:
	warunki pracy silników			ciąg = 0 (dla prędkości przeciągnięcia) lub bieg jałowy, silniki zdławione (jeżeli nie obniża to prędkości przeciągnięcia)
	śmigła			odpowiadające warunkom pracy silników
	konfiguracja			odpowiadająca warunkom, dla których określa się V_S
	ciężar			odpowiadający warunkom, dla których określa się V_S
	położenie środka ciężkości			w najbardziej niekorzystnym położeniu w relacji do odpowiedniego ciężaru
8	V_{MC}	Ma być: $V_{MC} \leq 1,2 V_{S1}$	Wymagań ilościowych nie określono	$V_{MC} \leq 1,2 V_S$
	warunki pracy silników	moc startowa wszystkich silników		moc lub ciąg startowy silników czynnych
	ciężar samolotu	maksymalny		odpowiednio do demonstrowanej prędkości V_{MC} , przy czym V_{MC} nie musi być próbowane w pobliżu V_S , odpowiadającego danym warunkom
	konfiguracja	kłapy startowe; podwozie schowane, żaluzje chłodzące w położeniu startowym		startowa — podwozie wypuszczone
	wyważenie	do startu		do startu
	położenie samolotu	w locie — wpływ ziemi pomija się		w locie — wpływ ziemi pomija się
	położenie środka ciężkości			najniekorzystniejsze położenie w zakresie dopuszczalnych położenia środka ciężkości

i zastąpienie ich ogólnym symbolem prędkości przeciągnięcia V_S , obejmującym wielkości wyznaczone dla różnych charakterystycznych faz lotu i konfiguracji (start, wznoszenie, podejście do lądowania, przejście na drugi krąg), z odpowiednio dostosowanymi innymi parametrami, mającymi wpływ na tę wielkość (np. ciężar, położenie środka ciężkości itp.), co jest bardziej przejrzyste. Występuje również różnica w określeniu minimalnej prędkości lotu sterownego w tymczasowych kryteriach oceny osiągnięć samolotu w stosunku do zbioru nr 1 i 2 kryteriów osiągnięć samolotu.

Kryteria Tymczasowe (1959 r.) stawiają większe wymagania przy wyznaczaniu minimalnej prędkości lotu sterownego w stosunku do poprzednich kryteriów (moc startowa tylko czynnych silników, wypuszczenie podwozia, położenie środka ciężkości w najniekorzystniejszym miejscu), przy zachowaniu tej samej relacji V_{MC} do prędkości przeciągnięcia, to jest $\leq 120\%$. Poprzednie zdefiniowanie prędkości V_S narzuca również konieczność równoległego wyznaczenia prędkości V_{MC} , odpowiadających różnym ciężarom samolotu.

Z powyższego porównania widać, że niektóre definicje i wymagania ilościowe pokrywają się lub występują w nich tylko nieznaczne różnice o drugorzędym znaczeniu (parametry startu, prędkość bezpieczna przy starcie, punkt krytyczny, droga rozpędzania i hamowania, rozbieg). Różnice między poszczególnymi zbiorami kryteriów polegają przede wszystkim na wprowadzeniu nowych definicji do tymczasowych kryteriów z r. 1959 (prędkość rozpoznawania awarii silnika V_1 , prędkość początku wznoszenia V_2 , najmniejsza prędkość oderwania samolotu przy starcie V_{MU} , prędkość zrównania siły nośnej i ciężaru samolotu przy starcie V_{LOF} oraz prędkość odpowiadająca początkowi zakrzywienia toru przy starcie V_R), wywołanych wprowadzeniem nowego sprzętu o napędzie odrzutowym do komunikacji lotniczej.

Takie zróżnicowanie definicji wynika z nowej techniki startu, stosowanej w nowoczesnych samolotach, a polegającej na przejściu do wznoszenia zaraz po oderwaniu (pominięcie fazy wytrzymywania — rozpędzania nad ziemią), co wynika z cech nowoczesnych samolotów komunikacyjnych

L. p.	Nazwa lub oznaczenie	Zbiór nr 1; kryteria oceny osiągnięć samolotu (1949 r.)	Zbiór nr 2; kryteria oceny osiągnięć samolotu (1953 r.)	Tymczasowe kryteria oceny osiągnięć samolotu (1959 r.)
a	b	c	d	e
1	Określenie parametrów startu	Dane, dotyczące startu, mają być ustalone dla następujących warunków: — poziomu morza; — maksymalnego ciężaru samolotu na poziomie morza; — poziomej, suchej, gładkiej i twardej nawierzchni lotniska; — gładkiej powierzchni wody o podanej gęstości (wodnosamoloty); oraz dodatkowo dla wybranych zakresów niższych parametrów zmiennych: — warunków atmosferycznych, tzn. wysokości lotniska i wysokości ciśnieniowej oraz temperatury; — ciężaru samolotu; — wiatru o ustalonej prędkości, równoległego do kierunku startu; — wiatru o ustalonej prędkości, prostopadłego do kierunku startu (wodnosamoloty); — ogólnego pochylecia pasa startowego; — rodzaju nawierzchni pasa startowego; — stanu powierzchni wody (wodnosamoloty); — gęstości wody (wodnosamoloty); — siły prądu (wodnosamoloty)	Dane, dotyczące startu, mają być ustalone dla następujących warunków: — ciśnienia i temperatury na poziomie morza według AW i właściwej wilgotności; — maksymalnego ciężaru samolotu; — poziomej, gładkiej, suchej i twardej nawierzchni lotniska; — gładkiej powierzchni wody o podanej gęstości; oraz dodatkowo dla wybranych zakresów parametrów zmiennych: — wysokości ciśnieniowej na powierzchni pasa startowego; — temperatury otoczenia; — ciężaru samolotu; — wiatru o ustalonej prędkości równoległego do kierunku startu; — ogólnego pochylecia pasa startowego; — stanu powierzchni wody (wodnosamoloty); — gęstości wody (wodnosamoloty); — siły prądu (wodnosamoloty); — punktu awarii silnika	Dane, dotyczące startu, mają być ustalone dla całego zakresu: — ciężarów samolotów; — wysokości lotniska; — temperatur zewnętrznych w zakresie ograniczeń użytkowania ustalonych dla samolotu przez ubiegającego się o wydanie świadectwa zdatności do lotu. Dane co do startu dotyczą: — gładkiej, suchej i twardej nawierzchni lotniska; poza tym powinny zawierać: — poprawkę na pochylenie pasa startowego; — poprawkę na wiatr (maks. 50% nominalnego wiatru w kierunku przeciwnym do startu i min. 150% nominalnego wiatru w kierunku zgodnym ze startem) w ramach ograniczeń podanych przez ubiegającego się o wydanie świadectwa zdolności do lotu. Osiągi samolotu przy starcie mają być wyznaczone w taki sposób, żeby ich powtórzenie nie wymagało ze strony pilota specjalnej siły, zręczności lub uwagi
2	Prędkość bezpieczna przy starcie	Podana w relacji prędkości równoważnej poprawionej (CAS) ma wynosić: $\geq 1,20 V_{SI}$ — dla samolotów 2-silnikowych $1,15 V_{SI}$ — dla samolotów więcej niż 2-silnikowych, $\geq 1,10 V_{MC}$ — dla wszystkich samolotów	Jak w zbiorze nr 1	Minimalna prędkość bezpieczna przy starcie $V_2 \min$ wyrażona w relacji prędkości równoważnej poprawionej (CAS) ma mieć większą wartość z podanych niżej w a) i b): a) $V_2 \min = 1,2 V_S$ dla samolotów 2-silnikowych, śmigłowych samolotów odrzutowych, dla których wpływ ciągu na prędkość przeciągnięcia jest nieznaczący. $V_2 \min = 1,15 V_S$ — dla samolotów 4-silnikowych i pozostałych samolotów odrzutowych. b) $V_2 \min = 1,10 V_{MC}$
3	Prędkość rozpoznania awarii silnika V_1			Wyrażona w relacji prędkości równoważnej poprawionej (CAS) ma być podana przez ubiegającego się o wydanie świadectwa zdatności do lotu, przy czym ma ona być nie mniejsza niż minimalna prędkość, przy której w razie nagłej awarii jednego silnika samolot jest sterowany za pomocą sterów aerodynamicznych, co pozwala mu na kontynuowanie startu
4	Prędkość początku wznoszenia V_2			Wyrażona w relacji prędkości równoważnej poprawionej (CAS) ma być tak dobrana przez ubiegającego się o wydanie świadectwa zdatności do lotu, żeby był spełniony warunek wznoszenia przy starcie (patrz § 6.3) oraz: $V_2 \geq V_2 \min$ $V_2 \geq V_R$ — rezerwa prędkości (zgodna z par. 6.3)
5	Najmniejsza prędkość oderwania samolotu przy starcie V_{MU}			Wyrażona w relacji prędkości równoważnej poprawionej (CAS) ma być prędkością, przy której — oraz powyżej której — samolot może być oderwany od ziemi a następnie bez ryzyka wykonywać dalej wznoszenie. Prędkość tę ustala ubiegający się o wydanie świadectwa zdatności do lotu
6	Prędkość zrównania siły nośnej i ciężaru samolotu (przy starcie) V_{LOF}			Wyrażona w relacji prędkości równoważnej poprawionej (CAS) jest prędkością, przy której samolot po raz pierwszy odrywa się od ziemi przy starcie
7	Prędkość samolotu, odpowiadająca początkowi			Wyrażona w relacji prędkości równoważnej poprawionej (CAS) ma być wyznaczona przez ubiegającego się

a	b	c	d	e
	V_R zakrzywienia toru lotu przy starcie (dla przejścia na wznoszenie)			o wydanie świadectwa zdatości do lotu tak aby: $V_R \geq V_1$ $V_R \geq 1,1 V_S$ $V_R \geq 1,05 V_{MC}$ oraz, aby pozwalała na osiągnięcie prędkości V_2 przed uzyskaniem wysokości $H = 10,7$ m przy starcie; ma być również spełniony warunek: $V_{LOF} \geq 1,12 V_{MU}$ — przy wszystkich silnikach pracujących z pełną mocą, $V_{LOF} \geq 1,06 V_{MU}$ — gdy jeden silnik jest nieczynny. Prędkość V_R ma być wyznaczana dla każdego zestawu danych (ciężar, temperatura, konfiguracja)
8	Punkt krytyczny (punkt awarii silnika)	Punkt krytyczny — umowny punkt, w którym następuje awaria krytycznego zespołu napędowego. Pilot musi dysponować urządzeniem, pozwalającym na ustalenie osiągnięcia krytycznego punktu przy starcie (np. prędkościomierz), po przekroczeniu tego punktu, przy najmniejszej określonej dla niego prędkości (mniejszej od prędkości bezpiecznej przy starcie), samolot ma być zadowolająco sterowany oraz ma być możliwe bezpieczne kontynuowanie startu przy założeniu normalnej zręczności pilota, bez potrzeby zmniejszania ciągu pozostałych silników	Punkt awarii silnika — umowny punkt, w którym zakłada się nagłe wystąpienie awarii krytycznego — z punktu widzenia osiągnięć samolotu — zespołu napędowego. O ile prędkość w tym punkcie jest mniejsza niż prędkość bezpieczna przy starcie, należy wykazać, że aż do najmniejszej prędkości, określonej dla tego punktu, możliwe jest kontynuowanie startu przy przeciętnej zręczności pilota oraz: — bez zmniejszania ciągu pozostałych zespołów napędowych; — wystąpienia cech powodujących złą sterowność na mokrych bieżniach. Pilot ma dysponować urządzeniem, pozwalającym mu na ustalenie osiągnięcia punktu awarii silnika. Punkt awarii silnika ma być określony dla każdej wyznaczonej wielkości rozbiegu, długości startu i drogi rozpędzania i hamowania	
9	Droga rozpędzania i hamowania	Odcinek, potrzebny do uzyskania punktu krytycznego przy ruszaniu z zahamowanych kół oraz wyhamowania samolotu aż do zatrzymania (samoloty lądowe) lub doprowadzenia do prędkości około 3 węzłów (5,5 km/h) (wodnosamoloty). Dozwolone jest stosowanie innych urządzeń hamujących poza hamulcami kół przy ustalaniu tej drogi — jednak pod warunkiem, że uzyskane wyniki będą mogły być powtórzone w normalnym użytkowaniu	Droga potrzebna do rozpędzania i zahamowania składa się z odcinka potrzebnego do osiągnięcia punktu awarii silnika przy ruszaniu z zahamowanych kół oraz odcinka potrzebnego do zatrzymania samolotu (samoloty lądowe) lub doprowadzenia do prędkości 5 węzłów (9,3 km/h) (wodnosamoloty). Stosowanie dodatkowych urządzeń do hamowania poza hamulcami kół dozwolone jest na warunkach takich jak w tymczasowych kryteriach	Stanowi sumę 3 odcinków: — potrzebnego na przyspieszenie samolotu, od ruszenia z zahamowanych kół do osiągnięcia założonej prędkości awarii silnika; — przebytego od chwili wystąpienia awarii silnika do chwili jej rozpoznania przez pilota; — potrzebnego do zahamowania samolotu lub osiągnięcia zadowolająco małej prędkości (wodnosamoloty). Dozwolone jest stosowanie innych urządzeń hamujących poza hamulcami kół, pod warunkiem niezawodności ich działania oraz o ile stosowanie ich nie wymaga specjalnej zręczności w sterowaniu samolotem
10	Rozbieg		Droga potrzebna do rozbiegu jest wielkością większą z podanych: $1,15 \times$ droga potrzebna do osiągnięcia prędkości bezpiecznej przy starcie (wszystkie silniki czynne, start z zahamowanych kół). $1,00 \times$ droga potrzebna do osiągnięcia prędkości bezpiecznej przy starcie (silnik krytyczny ulega awarii w punkcie awarii silnika)	Większa z podanych niżej wielkości: — poziomy odcinek toru startu od początku rozbiegu do punktu znajdującego się w równej odległości od punktu, w którym została osiągnięta prędkość V_{LOF} i punktu, w którym samolot uzyskuje wysokość 10,7 m nad pasem. Awaria silnika krytycznego zostaje rozpoznana przez pilota przy prędkości V_1 . — $1,15 \times$ długość odcinka określonego jak wyżej, jednak przy wszystkich silnikach czynnych
11	Długość startu	Poziomy odcinek toru startu od punktu ruszenia do osiągnięcia wysokości 15 m nad pasem	Odległość potrzebna do osiągnięcia wysokości nad pasem: — 10,5 m — dla samolotów 2-silnikowych; — 15,0 m — dla samolotów 4-silnikowych; gdy krytyczny zespół napędowy ulega awarii w punkcie awarii silnika. Podane wyżej wysokości mają być osiągnięte przy wypuszczonym podwoziu i położeniu samolotu bez przechyłu.	Większa z podanych niżej wielkości: — poziomy odcinek toru startu od punktu ruszenia do punktu, w którym samolot osiąga wysokość 10,7 m nad pasem. Awaria silnika krytycznego zostaje rozpoznana przez pilota przy prędkości V_1 . — 1,15 m odcinka określonego wyżej, gdy wszystkie silniki są czynne
12	Tor startu	Założenie: krytyczny zespół napędowy ulega awarii w punkcie krytycznym: a) metoda segmentów: wymagania dotyczące poszczególnych segmentów podano w schemacie na rys. 1	Założenie: wymagania dotyczą startu z krytycznym zespołem napędowym nieczynnym (podano je w schemacie na rys. 1). Założone zmniejszenie wznoszenia dotyczy obliczeń opartych na danych podanych w schemacie. Osiągi samolotu	Według rys. 1 z tym, że zamiast wysokości 450 m jako końcowy punkt toru startu może być również przyjmowany punkt zakończenia przejścia do konfiguracji przelotowej. Wybiera się punkt położony wyżej

a	b	c	d	e
	b) metoda ciągła: Tor startu zostaje ustalony na podstawie prób startu; wymagania podano na schemacie (rys. 1). Należy także uwzględnić, przy użyciu pomocy właściwych metod, pionową składową wiatru przy starcie.	mają dotyczyć konfiguracji startowej przy prędkości bezpiecznej przy starcie, jak również przy prędkości o 5 węzłów (9,3 km/h) mniejszej. Dodatkowo podano zmniejszenie prędkości wznoszenia ze względu na dokonywanie ustalonego zakrętu (180° na 1 min). W zależności tej V oznacza prędkość rzeczywistą (TAS) wyrażoną w węzłach. Technika pilotażu: Zaden odcinek toru lotu przy starcie nie może mieć ujemnego pochylenia.	— zmiany w konfiguracji nie mogą nastąpić w ramach jednego segmentu; — tor startu według tej metody pomija wpływ ziemi; — wymagane jest sprawdzenie danych uzyskanych metodą segmentów drogą próby w locie, przeprowadzonej w sposób eliminujący wpływ ziemi.	

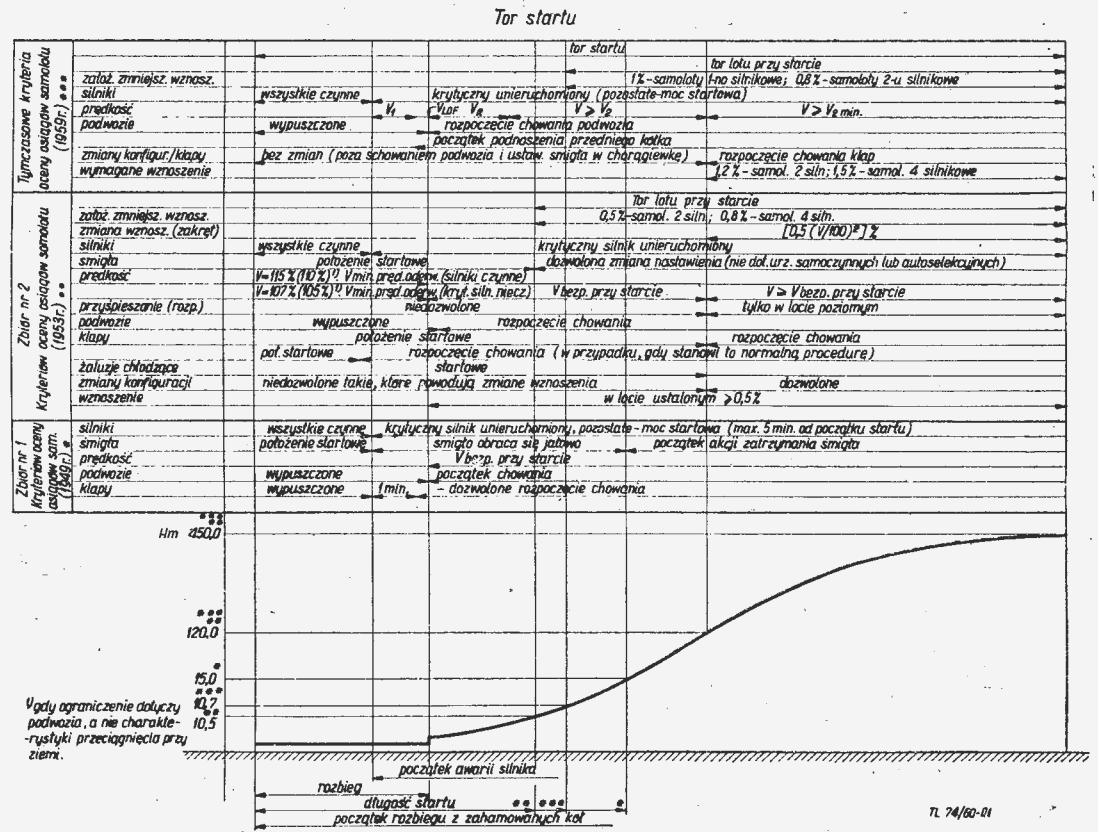
(wielkość i ciężar) i zachowanie wymogów bezpieczeństwa przy starcie (duża prędkość V_2).

Duże prędkości, występujące przy starcie nowoczesnych samolotów, powodują konieczność wprowadzania nowych pojęć, na przykład punkt rozpoznania awarii silnika odróżniony jest od punktu rozpoczęcia akcji hamowania po podjęciu decyzji przerwania startu, gdyż punkty te oddzielone są dość znacznym odcinkiem drogi przebytej przez samolot w tym czasie. Dlatego też wprowadzono na przykład pojęcie prędkości V_R , określając jej wielkość oraz wyznaczając ją jako granicę, po osiągnięciu której dozwolone jest podniesienie przedniego koła przy starcie. Pojęcie długości startu różni się dość znacznie dla poszczególnych kryteriów; w zbiorze nr 1 obowiązuje jeszcze wysokość 15 m (wyznaczająca długość startu) dla wszystkich samolotów, a w zbiorze nr 2 wielkość ta różni się, zależnie od typu samolotu (2 lub 4 silniki) i podawana jest na 10,5 i 15 m. Samoloty większe (4-silnikowe) mają koniec startu przybliżony do punktu ruszenia (bramka 10,5 m). Tendencja ta występuje jeszcze wyraźniej w tymczasowych kryteriach, w których punkt ten położony jest pod bramką o wysokości 10,7 m dla wszystkich samolotów, a tym samym jeszcze bardziej zostaje zbliżony do punktu ruszenia. Jest to zrozumiałe z uwagi na powszechne obecnie stosowanie opisanej wyżej techniki startu.

Wymagania, dotyczące wznoszenia, zestawiono na rys. 1; najwyższe wymagania wysuwają tymczasowe kryteria oceny osiągow z r. 1959, co wiąże się również z tym, co powiedziano wyżej o nowym sprzęcie i technice pilotażu.

Z powyższego zestawienia widać, że już w „Zbiorze kryteriów” z r. 1953 przeważała zasada uzależniania wznosze-

nia od prędkości samolotu po torze, co w tabelach wyrażone jest w procentach tej prędkości, w przeciwieństwie do kryteriów z roku 1949, w których wymagane wznoszenia są funkcją odpowiednich prędkości przeciągnięcia. W obu przypadkach wynikają stąd wyższe wymagania dla samolotów szybkich, co jest oczywiste — zważywszy, że w da-



Rys. 1

nej jednostce czasu samolot szybki przebywa dłuższy odcinek trasy. Należy również zauważyć, że wymagania dotyczą w przeważającej mierze sytuacji awaryjnych (krytyczny silnik nieczynny) w zakresie takich faz lotu, jak: start, wstępne wznoszenie, wznoszenie w przelocie, podejście do lądowania oraz przejście na II krąg (z wszystkimi silni-

PRENUMERATA „TECHNIKI LOTNICZEJ”

1) normalna

Zamówienia i przedpłaty na prenumeratę przyjmują urzędy pocztowe i listonosze, oddziały i delegatury „Ruch” oraz kolporterzy* w zakładach pracy — w terminie do 15 grudnia za I półrocze lub roczny okres prenumeraty i do dnia 15 czerwca za II półroczny okres prenumeraty.

W tych terminach można również zamawiać prenumeratę dokonując wpłaty na konto PKO nr 8-6-13768 Przedsiębiorstwo nując wpłaty na konto PKO nr 8-6-13768 Przedsiębiorstwo Upowszechnienia Prasy i Książki „Ruch”, Wrocław, ul. Olawska 10.

2) ulgowa

z 15% rabatem dla członków NOT na zamówienia zbiorowe. Zapisy swoich członków na prenumeratę ulgową przyjmują koła zakładowe (ew. za pośrednictwem kolporterów), zaś członków nie zrzeszonych w kołach — oddziały stowarzyszeń naukowo-technicznych.

* Kolporterem w zakładzie pracy może być osoba upoważniona przez Koło Zakładowe Stow. Nauk. Techn., która podpisała deklarację „Ruchu”, zgodnie z „Instrukcją dla kolporterów czasopism technicznych NOT” (do otrzymania w oddziałach „Ruchu”).

Zamówienia zbiorcze (imiennie), z podaniem adresów, okresu prenumeraty oraz należności, koła zakładowe i oddziały stow. nauk. techn. przesyłają do Oddziału „Ruch”, Wrocław, ul. Olawska 10, konto PKO 8-6-13768, pk. 10, do 10 grudnia za pierwsze półrocze lub za rok i do 10 czerwca za II półrocze.

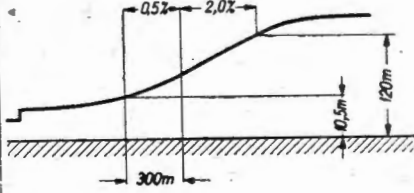
Uwaga: W wyjątkowych wypadkach zamówienia zbiorcze można również kierować do redakcji czas. „Technika Lotnicza”, Warszawa, ul. Czackiego 3/5.

KUPNO POJEDYNCZYCH NUMERÓW

- (tylko w cenie normalnej)
- 1) u kolporterów zakładowych czasopism technicznych,
- 2) w kioskach „Ruchu”:
- I — zgłoszonych do „Techniki Lotniczej” przez koła zakładowe, a znajdujących się na terenie lub w pobliżu zakładu pracy,
- II — zgłoszonych do redakcji przez oddziały stow. nauk. technicznych, znajdujących się na terenie lub w pobliżu oddziału S.N.T.
- III — w Domu Technika (NOT, Warszawa, Czackiego 3/5).
- 3) w biurze Zbytu Wydawnictw Czasopism Technicznych NOT, Warszawa, Czackiego 3/5.

Uwaga: przy zgłoszeniu kiosku „Ruchu” należy podać jego numer, adres oraz ilość egzemplarzy przeznaczonych do sprzedaży komisyjnej.

6.3. Wznoszenie

L. P.	Nazwa lub znaczenie	Zbiór nr 1; kryteria oceny osiągnięć samolotu (1949 r.)	Zbiór nr 2; kryteria oceny osiągnięć samolotu (1953 r.)	Tymczasowe kryteria oceny osiągnięć samolotu (1959 r.)
a	b	c	d	e
1	Pierwsza faza startu	Wznoszenie na wysokości, na której pomijalny jest wpływ ziemi, ma być $\geq 0,25$ m/sek dla następujących warunków:	Aktualne wznoszenie z jednym silnikiem nieczynnym ma być nie mniejsze niż: a) wszystkie samoloty ze śmigłem silnika nieczynnego (jeśli to ma zastosowanie) w najkorzystniejszym położeniu + 0,5%, b) samoloty śmigłowe (bez samoczynnego ustawienia w chorągiewkę) — śmigło silnika obraca się jałowo na skoku, jaki się ustali = 0%, c) samoloty śmigłowe (z samoczynnym ustawianiem w chorągiewkę) — 0,5%.	Ustalone wznoszenie z pominięciem wpływu ziemi ma być: — dodatnie — dla samolotów 2-silnikowych, 0,5% ¹⁾ — dla samolotów 4-silnikowych, dla ciężaru wg 6.2.e. oraz:
	Prędkość	bezpieczna przy starcie	bezpieczna przy starcie	V _{LOF}
	Kłapy	w położeniu startowym	w położeniu startowym	w położeniu startowym
	Żaluzje chłodzące	w położeniu startowym	w położeniu startowym	w położeniu startowym
	Podwozie	wypuszczone	wypuszczone	wypuszczone
	Warunki pracy silnika	jeden — nieczynny, pozostałe — moc startowa	silnik krytyczny nieczynny (pozostałe — maksymalna moc startowa)	krytyczny unieruchomiony (rozpoznanie awarii przy prędkości V ₁); pozostałe — moc startowa lub ciąg startowy.
2	Wznoszenie po starcie	Ustalone wznoszenie z jednym silnikiem nieczynnym ma być nie mniejsze niż $2,36 \left(\frac{V_{S1}}{100} \right)^2 \text{ (m/sek)}$ (V _{S1} w węzłach) dla całego zakresu wysokości, dla których przewidziano start z maksymalnym obciążeniem oraz:	Dla warunków odpowiadających startowi według 6.2. d ma być: 	Ustalone wznoszenie na torze lotu po starcie (vide 6.2.e.) z pominięciem wpływu ziemi ma wynosić: 2,4% — dla samolotów 2-silnikowych, 3,0% — dla samolotów 4-silnikowych,
	Wysokość			do 120 m ¹⁾
	Prędkość	bezpieczna przy starcie		V ₂
	Kłapy	schowane		
	Podwozie	schowane		schowane
	Żaluzje chłodzące	w położeniu startowym		
	Warunki pracy silników	jeden nieczynny, pozostałe — moc startowa		silnik krytyczny nieczynny, (rozpoznanie awarii przy prędkości V ₁); pozostałe silniki — moc startowa
	Ciężar	maksymalny		zgodny z p. 6.2.e. dla schowanego podwozia
3	Wstępne wznoszenie w przelocie		Skuteczne wznoszenie na wysokości 450 m ma być nie mniejsze niż 0,5%. Skuteczne wznoszenie netto jest to wznoszenie aktualne, zmniejszone o 0,6% — dla samolotów 2-silnikowych i 0,7% dla samolotów 4-silnikowych) dla:	1. Prędkości samolotu po torze (podawane dalej wielkości wznoszenia w % odnoszą się również do prędkości samolotu po torze). 2. O ile nie występują bardziej krytyczne warunki pracy silników przed osiągnięciem wys. 120 m nad lotniskiem. Przykładem takich warunków może być ustalone wznoszenie na końcu toru

¹⁾ wtrysk wody z metanolem do cylindrów dla zwiększenia mocy silników, który zostaje zakończony przed osiągnięciem wysokości 120 m nad lotniskiem.

a	b	c	d	e
				lotu po starcie (vide 6.2.e.) ma wynosić: 1,2% — dla samolotów 2-silnikowych 1,5% — dla samolotów 4-silnikowych oraz:
	Prędkość		1,2 V _{SI}	1,25 V _S
	Klapy		schowane	schowane
	Podwozie		schowane	schowane
	Zaluzje chłodzące		silniki czynne — stosownie do mocy silnik nieczynny — położenie najkorzystniejsze	
	Warunki pracy silników		silnik krytyczny nieczynny, pozostałe — maksymalna moc trwała	silnik krytyczny — nieczynny, pozostałe silniki — maksymalna moc trwała
	Ciążar			według 6.2.e. — na końcu toru lotu
4	Wznoszenie w przelocie — wszystkie silniki czynne	Ustalone wznoszenie na wysokości H = 1500 m ma być nie mniejsze niż $4,69 \left[\frac{V_{SO}}{100} \right]^2 \text{ (m/sek)}$ gdzie V _{SO} wyrażone jest w węzłach dla:	Należy wyznaczyć pułap praktyczny dla maksymalnego przelotowego ciężaru samolotu oraz ewent. innych ciężarów; pułap określony jest dwójako: — spadkiem prędkości wznoszenia do 2%; — możliwością ponownego uruchomienia sprawnego silnika bezpośrednio po jego wyłączeniu, pozostałe warunki jak w Lp. 3.	
	Warunki pracy silników	w zakresie maksymalnej mocy trwałej		
	Podwozie	schowane		
	Klapy	w położeniu najkorzystniejszym		
	Zaluzje chłodzące	w położeniu odpowiadającemu maks. temperaturze zewnętrznej		
	Ciążar samolotu	maksymalny do startu na poziomie morza		
5	Wznoszenie w przelocie — jeden silnik nieczynny	Ustalone wznoszenie na wysokości H = 1500 m ma być nie mniejsze niż $K \left[\frac{V_{So}}{100} \right]^2 \text{ (m/sek),}$ gdzie K = 4,04 — $\frac{5,40}{N}$, zaś N jest liczbą silników oraz	Skuteczne wznoszenie — wznoszenie aktualne (lub opadanie) zmniejszone o 0,9%; dotyczy warunków jak w Lp. 3.	Przy ustalaniu toru lotu netto należy wznoszenie zmniejszyć o: 1,1% dla samolotów 2-silnikowych 1,4% dla samolotów 4-silnikowych oraz
	Prędkość			podana przez ubiegającego się o wydanie świadectwa zdatności do lotu,
	Warunki pracy silnika krytycznego	śmigło zatrzymane, silnik nieczynny		nieczynny
	Warunki pracy pozostałych silników	w zakresie maksymalnej mocy trwałej		maksymalna moc oraz (lub ciąg trwały)
	Podwozie	schowane		położenie przelotowe
	Klapy	w najkorzystniejszym położeniu		położenie przelotowe
	Zaluzje chłodzenia	w położeniu odpowiadającym maksymalnym temperaturom zewnętrznym		zapewniające właściwe chłodzenie w danych warunkach
	Ciążar samolotu	maksymalny do startu na poziomie morza		dozwolone uwzględnienie zmian ciężaru przez zużycie na trasie materiałów pędnych
	Położenie środka ciężkości			najbardziej niekorzystne

a	b	c	d	e
6	Wznoszenie w przelocie — dwa silniki nieczynne	wymaga się wyznaczenia ustalonego wznoszenia z dwoma silnikami nieczynnymi w odpowiednim zakresie wysokości lotu i ciężaru samolotu oraz przy: pozostałych silnikach pracujących w zakresie maksymalnej mocy trwałej, podwoziu schowanym; klapach w najkorzystniejszym położeniu, żaluzjach chłodzenia otwartych dla maksymalnej temperatury zewnętrznej.	skuteczne wznoszenie = wznoszenie aktualne (lub opadanie) zmniejszone o 0,2% (dotyczy warunków jak w Lp. 3)	j.w. — odpowiednia wartość wynosi 0,5% dla warunków j.w.
7	Wznoszenie dla konfiguracji podejścia do lądowania	dla wysokości, w zakresie których przewidziany jest maksymalny ciężar do lądowania, ustalone wznoszenie ma być nie mniejsze niż: $2,70 \left[\frac{V_{So}}{100} \right]^2 \text{ (m/sek),}$ gdzie V_{So} wyrażone jest w węzłach dla:	aktualne wznoszenie 1,3% dla:	ustalone wznoszenie ma być nie mniejsze niż: — 2,1% — dla samolotów 2-silnikowych, — 2,4% — dla samolotów 4-silnikowych; oraz:
	Prędkość		1,3 V_{S1}	$\leq 1,5 V_S$
	Wysokość		450 m (nad lotniskiem)	
	Klapy	w takim położeniu, żeby V_{S1} nie przekraczało odpowiadającego $1,0 V_{So}$	istnieje możliwość użycia przy wybranej prędkości	konfiguracja podejścia do lądowania tak, aby V_S tej konfiguracji było $1,10 V_S$ konfiguracji do lądowania
	Podwozie	schowane	istnieje możliwość użycia przy wybranej prędkości	
	Żaluzje chłodzenia	w położeniu wstępnego podejścia do lądowania	silnika nieczynnego — położenie najkorzystniejsze silników czynnych — odpowiednio do mocy	
	Warunki pracy silnika	krytyczny — nieczynny; pozostałe — moc startowa	silnik krytyczny — nieczynny; pozostałe maks. moc trwała	silnik krytyczny nieczynny, pozostałe maks. moc startowa lub ciąg start.
	Smigła	krytycznego silnika zatrzymane	silnika nieczynnego — zatrzymane	
	Ciężar	maks. stosownie do odpowiedniej wysokości		maks. do lądowania
8	Udaremnione lądowanie (przejście na drugi krąg)	ustalone wznoszenie ma być nie mniejsze niż: $4,71 \left[\frac{V_{So}}{100} \right]^3 \text{ (m/sek),}$ gdzie V_{So} podane jest w węzłach dla:	aktualne wznoszenie $\geq 3,6\%$ dla:	ustalone wznoszenie ma być $\geq 3,2\%$ dla:
	Prędkość		1,2 V_{S1}	$\leq 1,3 V_S$
	Wysokość	w zakresie maksymalnego ciężaru do lądowania		w całym zakresie użytkowym
	Klapy	do lądowania 1)	do lądowania 1)	w położeniu do lądowania lub takim, jakie będzie przyjęte samoczynnie w 5 sek po czynności podanej dla warunków pracy silników
	Podwozie	wypuszczone	wypuszczone	
	Żaluzje chłodzenia	w położeniu podejścia do lądowania	położenie do lądowania przy maksymalnej temperaturze zewnętrznej	
	Warunki pracy silnika	w zakresie mocy startowej	moc startowa — wszystkie silniki	wszystkie silniki z mocą (lub ciągiem) w 8 sek po przesunięciu dźwigni „gazu” od położenia biegu jałowego do położenia startowego
	Ciężar	maksymalny do lądowania		w całym zakresie użytkowym
	Środek ciężkości			w położeniu najbardziej niekorzystnym
		1) Wyjątkowo dopuszczone jest inne położenie klap przy spełnieniu podanych niżej warunków: — Z położenia startowego do wspomnianego wyżej kłapy chowane są samoczynnie za pomocą urządzenia pracującego niezawodnie,	1) Wyjątkowo dopuszcza się chowanie kłap, jeżeli dla zakresu prędkości $1,2 V_{So}$ do maksymalnej prędkości na klapach spełnione są następujące warunki: — Chowanie kłap nie wywołuje niebezpiecznej zmiany wyważenia	

a	b	c	d	e
		<p>gdy doprowadzona jest do niego moc.</p> <p>— Taka zmiana położenia klap nie wywołuje niebezpiecznej zmiany, wyważenia, nagłej zmiany kąta natarcia lub niepożądanych zmian toru lotu.</p> <p>— Czas potrzebny na dokonanie zmiany o jakiej mowa wyżej nie przekracza 3 sekund (lub nie jest dłuższy niż czas potrzebny na bezpieczny wzrost mocy silników od biegu jałowego do mocy startowej.</p> <p>Sprawdzenie dwu ostatnich warunków należy przeprowadzić w zakresie prędkości $1,2 V_{So}$ do maksymalnej dozwolonej prędkości lotu z klapami w położeniu startowym.</p>	<p>samolotu, nagłej zmiany kąta natarcia i niekorzystnej zmiany toru lotu;</p> <p>— Czas chowania klap nie przekracza 3 sek;</p> <p>— Chowanie nie wymaga obsługi nadmiernej ilości dźwigni do wykonania akcji.</p>	

kami czynnymi). Dla wznoszenia w przelocie z wszystkimi silnikami czynnymi podano wymagania, które w myśl kryteriów z roku 1953 wyznaczają pułap eksploatacyjny samolotu (mniejszy od pułapu praktycznego).

Ze względu na różne wielkości wyjściowe (prędkość przeciągnięcia lub prędkość samolotu po torze), z podanej tabeli trudno się zorientować w różnicach ilościowych odpowiednich wymagań. W tym celu przeliczono dodatkowo przykład liczbowy dla wybranego samolotu i wyniki rachunku przedstawiono w załączonej tabeli. Do przykładu użyto da-

nych samolotu Convair Cv-240 eksploatowanego w PLL „Lot”, wyposażonego w dwa silniki tłokowe o łącznej mocy startowej (z wtryskiem wody z metanolem) — 4960 KM i o maksymalnym ciężarze startowym około 19 000 kG. Prędkość samolotu po torze przy wznoszeniu wynosi 264 km/h (164 mph), która to wielkość stanowi minimum ze względu na chłodzenie silników: dopuszczalne jest krótkotrwałe wznoszenie z prędkością 212 km/h (128 mph) — z jednym silnikiem nieczynnym; prędkość początku wznoszenia (V_2) wynosi zaś 222 km/h (135 mph).

Wymagane wznoszenie dla samolotu Cv-240 (przykład liczbowy)

Lp.	Nazwa	Prędkość km/h	Warunki mocy silników		Konfiguracja		Wymagane wznoszenie m/sek		
			krytyczny	II-gi silnik	Podwozie	klapy	według zbioru nr 1 kryteriów oceny osiągnięć samolotu (1949 r.)	według zbioru nr 2 kryteriów oceny osiągnięć samolotu (1953 r.)	według tymczasowych kryteriów oceny osiągnięć samolotu (1959 r.)
1	Pierwsza faza startu	bezpieczna przy starcie 212 (128 mph)	nieczynny	startowa	wypuszczone	12°	$\geq 0,25$	$\geq 0,29$	dotatnie
2	Wznoszenie po starcie	początku wznoszenia 222 (135 mph)	nieczynny	startowa	schowane	0°	$\geq 2,53$	$\geq 0,31$ (H = 0÷10,5 m)	$\geq 1,48$
		wznoszenia 264 (164 mph)						$\geq 1,47$ (H = 10,5÷120 m)	
3	Wstępne wznoszenie w przelocie	wznoszenia 264 (164 mph)	nieczynny	maksymalna trwała	schowane	0°	—	skuteczne $\geq 0,37$ aktualne $\geq 0,81$ (na wys. H = 450 m)	$\geq 0,88$
4	Wznoszenie w przelocie	wznoszenia 264 (164 mph)	maksymalna trwała	maksymalna trwała	schowane	0°	$\geq 3,41$	na pułapie eksploatacyjnym 1,47	—
5	Wznoszenie w przelocie (jeden silnik nieczynny)	wznoszenia 264 (164 mph)	nieczynny	maksymalna trwała	schowane	0°	$\geq 0,97$	skuteczne = aktualne — 0,66	wznoszenie zmniejszone o 0,81
6	Wznoszenie dla konfiguracji podejścia do lądowania	wznoszenia 264 (164 mph)	nieczynny	startowa * lub maksymalna trwała **	schowane	0°	$\geq 1,96^*$	aktualne $\geq 0,95^{**}$	$\geq 1,52^*$
7	Wznoszenia w przypadku udaremnionego lądowania (przejście na II-gi krąg)	212 (128 mph)	startowa	startowa	wypuszczone	40°	$\geq 3,42$	aktualne $\geq 2,12$	brak danych dla odpowiedniej prędkości przeciągnięcia

W oparciu o wyniki — uzyskane w przykładzie liczbowym — można twierdzić, że wymagania kryteriów z roku 1953 i 1959 są do siebie zbliżone i że nie są one wygórowane. Kryteria z roku 1949 stawiają na ogół wyższe wymagania, co widać wyraźnie dla wymaganego wznoszenia po starcie i w przelocie.

Największe wymagania dotyczą wznoszenia w przypadku udaremnionego lądowania; dotyczy to wszystkich trzech kryteriów i śmiało można stwierdzić, że wymagania te są krytyczne z punktu widzenia osiągnięć samolotu.

Ogólnie należy stwierdzić, że kryteria z poszczególnych lat, tak jak poprzednio, są do siebie zbliżone i zmiany po-

legają na wprowadzaniu wymagań, dotyczących innych faz lotu (wprowadzenie wstępnego wznoszenia w przelocie do kryteriów z r. 1953 i 1959, pominięcie zaś wznoszenia w przelocie z wszystkimi silnikami czynnymi w kryteriach z r. 1959) oraz na pewnych różnicach w warunkach określających wymagania (moc, położenie klap, podwozia itp.).

Z powyższego zestawienia wynika wyraźna tendencja do powiększenia długości lądowania (współczynnik 1,0 w r. 1949, współczynnik 1,67 w r. 1959) przeciwna do występującej przy starcie i polegającej na jego skróceniu, co jest związane tak jak w poprzednim przypadku z zastosowaniem szybkich i ciężkich samolotów, dla których indywidualne

6.4. — Lądowanie

Lp	Nazwa i oznaczenie	Zbiór nr 1 kryteriów oceny osiągnięć samolotów (1949 r.)	Zbiór nr 2 kryteriów oceny osiągnięć samolotu (1953 r.)	Tymczasowe kryteria oceny osiągnięć samolotu (1959 r.)
a	b	c	d	e
1.	Długość lądowania	<p>Odległość pozioma od punktu, nad którym znajduje się samolot na wysokości 15 m nad lotniskiem do punktu na lotnisku, w którym zostaje całkowicie zatrzymany, lub prędkość jego spadnie do około 3 węzłów (5,5 km/h) (wodnosamoloty).</p> <p>Długość lądowania dotyczy następujących warunków:</p> <ul style="list-style-type: none"> — poziomu morza; — ciężaru samolotu do lądowania — poziomej, gładkiej, suchej i twardej nawierzchni lądowania; — gładkiej powierzchni wody o podanej gęstości (samoloty morskie). <p>Długość lądowania należy również wyznaczyć dla wybranych zakresów podanych niżej parametrów:</p> <ul style="list-style-type: none"> — warunków atmosferycznych tzn. wysokości i wysokości ciśnieniowej oraz temperatury; — ciężaru samolotu; — ustalonej prędkości wiatru równoległego do pasa; — ogólnego pochylenia pasa lądowania; — rodzaju nawierzchni pasa; — stanu powierzchni wody (wodnosamoloty); — gęstości wody (wodnosamoloty); — siły prądu (wodnosamoloty). 	<p>Odległość pozioma od punktu, w którym znajduje się samolot na wysokości 15 m do punktu, w którym zostaje całkowicie zatrzymany lub prędkość jego spadnie do ok. 5 węzłów (9,3 km/h) (wodnosamoloty) pomnożona przez</p> $\frac{1}{1,42}$ <p>0,7</p> <p>Długość lądowania dotyczy takich warunków, jak podane obok dla zbioru nr 1 oraz ma być wyznaczona dla wybranych zakresów tych samych parametrów zmiennych co w zbiorze nr 1.</p>	<p>1,67 odcinka poziomego potrzebnego do wylądowania nad przeszkodą o wysokości 15 m do całkowitego zatrzymania samolotu. Ustalona długość lądowania dotyczy: gładkiej, suchej i twardej nawierzchni.¹⁾</p> <p>Długość lądowania ma być wyznaczona dla temperatury według AW przy:</p> <ul style="list-style-type: none"> — ciężarach; — wysokościach (lotniskach); — pochyleniach pasa; — prędkościach wiatru; <p>wchodzących w zakres ustalony ograniczeniami podanymi przez ubiegającego się o wydanie świadectwa zdatności do lotu.</p> <p>1) Jeżeli samolot wyposażony jest w urządzenie związane z silnikiem (np. śmigło), które posiada tę własność, że powiększa w znaczący sposób długość lądowania, gdy silnik jest nieczynny, wówczas wymagane jest ustalenie długości lądowania z nieczynnym krytycznym silnikiem.</p>
2.	Technika pilotażu przy lądowaniu			
	Wysokość prędkość podejścia	15 m/1,3 V _S	15 m/1,3 V _{S0}	15 m/1,3 V _S (CAS)
	tor lotu	H ≤ 15 m — niedozwolone pochylenie toru lotu i zwiększanie ciągu silników	H ≤ 15 m — niedozwolone pochylenie toru lotu i zwiększanie ciągu silników	zmiany w konfiguracji mocy i/lub ciągu silników — dozwolone w ramach instrukcji użytkowej samolotu.
	Klapy	wysunięte do lądowania — zmiana położenia dozwolona dopiero, gdy prędkość spadnie do 0,9 V _{S0}	wysunięte w położeniu do lądowania — chowanie dozwolone dopiero po przyziemieniu	wysunięte do lądowania — zmiana położenia dozwolona zgodnie z instrukcją użytkownika samolotu.
	Prędkość przyziemienia	> 0,9 V _{S0}	> 0,9 V _{S0}	
	Urządzenia do odwracania ciągu		Stosowanie niedozwolone	Użycie dozwolone, jeżeli są niezawodne
	Hamulce kół	użycie umiarkowane (bez nadmiernego zużycia)	użycie umiarkowane (bez nadmiernego zużycia)	Ciśnienie nie może przekraczać ograniczeń podanych przez wytwórcę.
	Wykonanie lądowania	Niedozwolone nadmierne przyspieszenia pionowe i wszelkie ryzykowne postępowanie. Powtórzenie lądowania nie może wymagać specjalnej zręczności pilota lub specjalnie korzystnych warunków	Jak dla zbioru nr 1	Przy lądowaniu niedopuszczalne nadmierne przyspieszenie pionowe. Samolot nie ma wykazywać tendencji do podskoków i zakręcania (utrata kierunku) Powtórzenie lądowania nie może wymagać ze strony pilota specjalnej zręczności lub uwagi
	Poprawka na wiatr (włączona do podanej długości lądowania)			w kierunku przeciwnym do startu — maks. 50% nominalnej prędkości wiatru w kierunku zgodnym z kierunkiem startu min 150% nominalnej prędkości wiatru

różnice w technice pilotażu, w ramach ustalonej instrukcji użytkownika samolotu, wymagają przewidzenia odpowiedniej rezerwy miejsca. Wymagania dotyczące techniki pilotażu można uważać za ustalone, różnice wymagań są nieznaczne i wyraźnie związane z rozwojem techniki (odwracanie ciągu), również i w tym punkcie przejawia się tendencja do uwolnienia przepisów od nadmiaru szczegółów, których ustalenie wymagane jest od ubiegającego się o wydanie świadectwa zdatności do lotu, w ramach instrukcji użytkownika, za którą bierze on pełną odpowiedzialność.

6.5. Ograniczenia użytkownika według „Tymczasowych kryteriów oceny osiągnięć samolotu” (1959 r.)

Pomijając wymagania interesujące głównie użytkownika samolotu, poniżej zostaną przytoczone jedynie wymagania najbardziej interesujące z punktu widzenia konstrukcji i prób w locie.

W stosunku do przelotu stawiane są następujące wymagania:

- Trasa lotu nie może być w żadnym punkcie odległa więcej niż o 90 min lotu, przy normalnej prędkości przelotowej, od lotnisk spełniających wymagania lotniska zapasowego. Jest to istotne przy projektowaniu samolotu i ustalaniu jego zasięgu.
- Wymaga się, aby samolot z jednym silnikiem nieczynnym wykazywał wznoszenie (aby tor jego lotu miał pochylenie dodatnie), na wysokości 450 m nad lotniskiem, na którym może być dokonane lądowanie z jednym silnikiem nieczynnym oraz żeby wykazywał tę samą własność na wysokości 300 m nad wszystkimi przeszkodami terenowymi znajdującymi się na trasie oraz w pasie 5 mil morskich (ok. 9 km) z każdej strony trasy lotu.
- Wymaga się, aby samolot z dwoma silnikami nieczynnymi wykazywał wznoszenie (tor jego lotu ma mieć dodatnie pochylenie) na wysokości 450 m nad lotniskiem, na którym może być dokonane lądowanie z dwoma silnikami nieczynnymi.

7. UWAGI KOŃCOWE

Prace nad normami i kryteriami ICAO trwają nieprzerwanie, co przyczynia się niewątpliwie do stałego ich ulepszania. Obecnie obserwuje się wzmożoną aktywność na tym polu, co wiąże się z wprowadzeniem do międzynarodowej komunikacji lotniczej nowych typów samolotów turbośmigłowych i odrzutowych o własnościach odbiegających od dotychczas stosowanych samolotów wyposażonych w silniki tłokowe. Równocześnie różnorodność sprzętu i jego własności utrudnia określenie bardzo ścisłych i sztywnych wymagań. Potwierdzeniem tego stanu rzeczy jest stano-

wisko zajęte w „Tymczasowych Kryteriach Oceny Osiągnięć Samolotu”, w których w licznych przypadkach, w których poprzednie przepisy formułowały ściśle warunki, obarcza się teraz ich określeniem ubiegającego się o wydanie świadectwa zdatności do lotu, którym jest najczęściej producent samolotu. Takie postawienie sprawy obciąża producenta dużą odpowiedzialnością, powodując konieczność przeprowadzenia ścisłych i wnikliwych prób w locie, w ramach których muszą być ustalone wszystkie warunki, dla których następnie przeprowadzana jest konfrontacja z wymaganiami w ramach Państwowej Próby Kontrolnej (wg norm i kryteriów krajowych i ICAO). Jest to jedyne rozwiązanie sprawy ze względu na różnorodność budowanych obecnie i użytkowanych typów samolotów i bardzo znaczne skomplikowanie budowy niektórych z nich. Na tym tle wyraźnie występuje potrzeba posiadania krajowych przepisów dotyczących budowy i badania samolotów. Opracowanie takich przepisów jest bardzo trudne i wymaga długiego czasu koniecznego dla zebrania odpowiednich materiałów i doświadczeń.

Należałoby rozważyć możliwość tymczasowego przyjęcia w Polsce jednych ze znanych przepisów zagranicznych, co wypełniłoby istniejącą lukę i byłoby prawnym usankcjonowaniem codziennej praktyki, w ramach której zarówno konstruktorzy, jak i prowadzący próby w locie posługują się przepisami zagranicznymi; stanowiąłoby to również wypełnienie ciężących na PRL zobowiązań wynikających z uczestnictwa w ICAO w zakresie posiadania przepisów krajowych.

Zastosowane w powyższej pracy słownictwo jest dyskusyjne; w wielu przypadkach brak jest polskich odpowiedników, wobec czego przyjęto albo metodę omawiania pojęć, albo podejmowano próby, może nie zawsze udane, tworzenia nowych polskich odpowiedników. Wszelkie uwagi i propozycje w zakresie słownictwa związanego z niniejszą pracą będą przyjęte z prawdziwą wdzięcznością, gdyż przyczynią się niewątpliwie do ustalenia nowych pojęć potrzebnych w codziennej praktyce.

LITERATURA

1. International Standards — Airworthiness of Aircraft — Annex 8 to the Convention on International Civil Aviation — Fourth edition — october 1957 — wydane przez ICAO.
2. ICAO Circular 58 — AN/53 — Provisional Acceptable Means of Compliance — Aeroplane Performance — Prepared by the Airworthiness Committee (Stockholm, 14 July—10 August 1959) — wydane przez ICAO.
3. International Standards — Operation of Aircraft — International Commercial Air Transport — Annex 6 — to the Convention on International Civil Aviation — Fifth edition — october 1957 — wydane przez ICAO.
4. International Standards — Rules of the Air — Annex 2 — to the Convention on International Civil Aviation — Third edition — september 1956.
5. Jerzy Osieński — Transport Lotniczy — Wydawnictwa Komunikacyjne — Warszawa 1954.

Mgr inż. WANDA SZEMPLIŃSKA-STUPNICKA

533.013.8

Statystyczne pomiary dynamicznych obciążeń samolotu w locie

1. Statystyczny charakter dynamicznych obciążeń samolotu

Dynamiczne obciążenia samolotu w locie, wywołane turbulencją atmosfery i brutalnym sterowaniem, stanowią podstawę do wytrzymałościowych obliczeń konstrukcji i znajomość ich jest dla konstruktora sprawą decydującej wagi. Klasyczne podejście do tego zagadnienia polega na przyjęciu prędkości i profilu pojedynczego podmuchu lub wielkości gwałtownego wychylenia steru na założonej prędkości lotu i obliczeniu obciążeń i naprężeń w konstrukcji przy całym szeregu założeń upraszczających. W praktyce konstruktorskiej uproszczenia te posunięte są bardzo daleko. Zwykle przyjmuje się, że samolot jest ciałem sztywnym, unieruchomionym w przestrzeni, tj. nie posiadającym żadnego stopnia swobody, a profil podmuchu jest gwałtowny. Ponadto zakłada się, że siły aerodynamiczne po wejściu samolotu w podmuch osiągają natychmiast wartość taką, jak dla przepływu ustalonego. Tak obliczone obciążenia są następnie mnożone przez tzw. współczynnik złagodzenia podmuchu, który zależy od parametrów konstruk-

cyjnych samolotu: obciążenia powierzchni, geometrii skrzydła, pochylenia krzywej siły nośnej w funkcji kąta natarcia itp.

Ostatnie badania w tej dziedzinie wskazują na konieczność innego spojrzenia na te zagadnienia. Szereg publikacji, dotyczących zarówno wyników prac doświadczalnych, jak i teoretycznych, uzasadnia potrzebę potraktowania zjawisk obciążeń dynamicznych samolotu ze statystycznego punktu widzenia (np. [3], [4], [5], [8]). Metoda ta przedstawia badane zjawisko fizyczne — np. podmuchy w atmosferze, przebieg wychylenia sterów, lub bezpośrednio obciążenia dynamicznych samolotu za pomocą średnich statystycznych i pewnego rozkładu prawdopodobieństwa.

Konieczność potraktowania obciążeń dynamicznych samolotu ze statystycznego punktu widzenia wpływa przede wszystkim z faktu, że obciążenia te występują stale w czasie lotu i mają charakter przypadkowy. Ciągłe pulsowanie obciążenia w czasie trwania lotu zwróciło uwagę konstruktorów na zmęczeniową wytrzymałość konstrukcji samolotu. Wiadomo, że zniszczenie konstrukcji może na-

stąpić niekoniecznie na skutek jednego, największego obciążenia, lecz na skutek zmęczenia pod wpływem dużej ilości mniejszych obciążeń. Rozpatrywanie przeciążeń samolotu od pojedynczego podmuchu lub wychylenia steru nie daje więc właściwych kryteriów wytrzymałościowych. Z drugiej strony, przypadkowy charakter obciążeń nie pozwala na ścisłe teoretyczne ujęcie funkcji przebiegu obciążeń w locie.

Zarówno turbulencja atmosfery, przebieg wychyleń sterów lub bezpośrednio obciążenia samolotu zależą od bardzo wielu czynników w sposób skomplikowany i dotychczas niedostatecznie znany. Pomiary podmuchów w atmosferze wykazują brak jakiegokolwiek regularności i nie pozwalają na określenie jakiegoś typowego rozkładu prędkości podmuchu w przestrzeni, częstości i maksymalnej wielkości. Badania te wykazały, że turbulencja w atmosferze może być opisana jedynie w sensie statystycznym.

Zakładając nawet, że znana jest funkcja podmuchów i wychylenia sterów, dokładne obliczenie obciążenia konstrukcji samolotu nie jest sprawą prostą. Trudności te wynikają przede wszystkim z powodu:

- 1) konieczności uwzględnienia sił aerodynamicznych dla nieustalonego przepływu;
- 2) elastycznych odkształceń samolotu, które dają dodatkowe obciążenia konstrukcji od sił masowych, wywołanych drganiami własnymi. Postać elastycznego odkształcenia zależy od przebiegu sił aerodynamicznych w funkcji czasu.

Obliczenia, uwzględniające te zjawiska, prowadzą do bardzo skomplikowanych układów równań. Do rozwiązania konieczna jest znajomość postaci i częstości drgań własnych, co z kolei pociąga za sobą konieczność przeprowadzenia specjalnych pomiarów i obliczeń. W praktyce niemożliwe jest uwzględnienie wszystkich, tj. nieskończenie wielu stopni swobody. Uwzględnia się tylko ich niewielką ilość, specjalnie dobraną dla danego przypadku. Dokładność ostatecznego wyniku zależy jeszcze od tego, czy stopnie swobody, tj. postacie własne przyjęte do obliczeń, zostały trafnie dobrane. Uproszczenia, jakie się robi w praktyce konstruktorskiej, dają błędy, których wielkość trudno jest ocenić. Z tego względu korzystniej jest zajmować się badaniami lub raczej pomiarami bezpośrednio obciążeń samolotu, a nie pomiarami np. turbulencji atmosfery. Jediną wadą tej metody jest fakt, że dane doświadczalne o obciążeniach na jednym typie samolotu nie można automatycznie uznać za miarodajne dla innych typów, gdyż obciążenia samolotów w locie zależą od ich parametrów konstrukcyjnych, własności pilotażowych itp.

Ciągły i przypadkowy proces, jakim jest przebieg obciążeń dynamicznych samolotu w locie, przyjęto przedstawiać i badać za pomocą techniki analizy harmonicznej i charakteryzować za pomocą takich wielkości statystycznych, jak „średni kwadrat”, „widmo siły” i ich rozkład prawdopodobieństwa.

Metoda ta została szeroko rozwinięta w ciągu ostatnich kilku lat.

Z punktu widzenia konstruktora metoda ta zajmuje się odpowiedzią na pytanie, jakie jest prawdopodobieństwo przekroczenia danej wielkości obciążenia lub ilokrotnie w ciągu pewnego czasu lotu dane obciążenie będzie przekroczone.

2. Metoda pomiarów dynamicznych obciążeń samolotów w locie

Jedynym źródłem informacji o obciążeniach w locie są pomiary, przeprowadzone w czasie normalnej eksploatacji samolotu. Czas przeprowadzanych pomiarów musi być dostatecznie długi, tak aby średnie statystyczne, wysnute z danych, mogły być uważane za niezależne od czasu, tj. aby proces mógł być uznany za stacjonarny.

W praktyce, wielkością łatwą do zmierzenia i uznaną jako miara obciążeń dynamicznych samolotu, jest przyspieszenie jego środka ciężkości. Wymaga to pewnego uzasadnienia i zdania sobie sprawy z poczynionych uproszczeń.

Jest rzeczą oczywistą, że znajomość przyspieszenia środka ciężkości tylko wtedy pozwala na określenie obciążenia i naprężenia w każdym punkcie konstrukcji, gdy znana jest postać odkształcenia. Jeżeli więc chcemy przyspieszenie środka ciężkości traktować jako wielkość proporcjonalną do obciążenia, musimy zrobić jakieś założenia co do

postaci odkształcenia samolotu pod wpływem sił aerodynamicznych, pochodzących od podmuchów i wychylenia sterów. Siły te mają oczywiście charakter nieokresowy i przebieg przyspieszeń konstrukcji samolotu, jako układu o nieskończonej ilości stopni swobody, można przedstawić jako sumę harmonicznych składników o różnych częstościach. O wielkości udziału poszczególnych harmonicznych, a więc i odpowiadających im postaci drgań, decyduje przebieg sił aerodynamicznych.

Bliższa analiza i pomiary wykazały, że główne składniki harmoniczne przyspieszeń na samolotach mają częstość mniejszą od 2 Hz. Towarzyszą im zakłócenia o wyższej częstości, rzędu podstawowej częstości własnej skrzydeł. Stwierdzono również, że postać odkształcenia skrzydeł przy przyspieszeniach o częstościach mniejszych lub równych 1,5 częstości własnej skrzydeł, nie różni się znacznie od postaci odkształcenia w prostym, ustalonym locie, przy $m=1$. Ponadto stwierdzono, że składowe przyspieszenia o częstości, przekraczającej 1,5 częstości własnej skrzydeł, są bardzo małe, a przekraczające 2,5 — mogą być całkowicie pominięte.

Powyższe fakty prowadzą do wniosku, że z inżynierską dokładnością dynamiczne obciążenia w locie przy obliczaniu naprężeń można traktować jak obciążenia statyczne. Oznacza to, że przyjmujemy, iż wszystkie punkty samolotu mają takie same przyspieszenie — równe przyspieszeniu środka ciężkości.

Oprócz przyspieszeń, wywołanych zewnętrznymi siłami aerodynamicznymi na samolocie, występują przyspieszenia od drgań, wywołanych zespołem napędowym. Częstości tych drgań są bardzo duże w porównaniu z częstościami obciążeń od sił aerodynamicznych. Wywołują one bardzo małe amplitudy i naprężenia, lecz dzięki dużej częstości mogą dawać znaczne przyspieszenia niektórych punktów konstrukcji. Przyrząd, mający mierzyć obciążenia w locie, powinien nie rejestrować tych przyspieszeń o dużych częstościach.

Reasumując powyższe należy stwierdzić, że:

- 1) wielkością proporcjonalną do obciążeń i naprężeń konstrukcji samolotu, wywołanych zewnętrznymi siłami aerodynamicznymi, jest przyspieszenie środka ciężkości samolotu;
- 2) przyrząd pomiarowy powinien rejestrować prawidłowo przyspieszenia w zakresie częstotliwości od 0 do 2,5 częstości własnej skrzydeł samolotu, a nie rejestrować przyspieszeń o wyższych częstościach;
- 3) ze względu na przypadkowy i ciągły charakter obciążeń w locie oraz ze względu na zmęczeniową wytrzymałość konstrukcji należy przeprowadzić pomiary przyspieszeń w ciągu bardzo długiego czasu lotu tak, aby zebrane dane mogły posłużyć jako materiał statystyczny;
- 4) pomiary takie powinny dać odpowiedź na pytanie, ile razy przyspieszenie przekracza założoną wartość w ciągu pewnego czasu lotu oraz jakie jest prawdopodobieństwo przekroczenia jakiegoś maksymalnego przyspieszenia.

Istnieje wiele typów przyspieszeniomierzy, zapisujących przyspieszenia rysikiem na taśmie. Podstawową trudnością zastosowania ich do pomiarów statystycznych jest olbrzymia pracochłonność odczytywania wyników. Poza tym długość taśmy jest niewielka, wystarcza zaledwie na kilkadziesiąt minut lotu. Zastosowanie przyspieszeniomierzy o ciągłym zapisie do pomiarów w czasie normalnej eksploatacji jest więc praktycznie niemożliwe.

Ponadto ciągły zapis przyspieszenia nie jest potrzebny. Wystarczy, gdy przyrząd rejestruje przyspieszenie skokami, licząc automatycznie ilokrotnie każdy wybrany poziom został przekroczony.

W ten sposób zostaje uzasadniona potrzeba skonstruowania specjalnego przyspieszeniomierza do pomiarów statystycznych — przyspieszeniomierza licznikowego.

Automatyczne liczenie przyspieszeń może być zrealizowane na przykład w sposób następujący: na drodze końca wskazówki, której wychylenie jest proporcjonalne do przyspieszenia, ustawiamy liczniki w odległościach, odpowiadających pewnym skokom przyspieszenia Δm_i . Liczniki te będą uruchamiane przez wskazówkę przy przechodzeniu jej w jedną stronę. Jeżeli przyspieszenia rejestrowane przez poszczególne liczniki oznaczymy przez $m_1, m_2, m_3, \dots, m_i$, a ilość przekroczonych przyspieszeń przez N_1, N_2, \dots, N_i , to w wyniku pomiarów w ciągu pewnej ilości godzin lotu otrzymamy informację, zanotowaną automatycznie przez

liczniki, że przyspieszenie m_1 zostało przekroczone N_1 razy, $m_2 - N_2$ razy, ... $m_i - N_i$ razy.

Tego rodzaju dane mają jednak pewne braki, gdyż na ich podstawie nie możemy odtworzyć przebiegu przyspieszenia w czasie. A z punktu widzenia wytrzymałości zmęczenia ważna jest przecież znajomość następujących po sobie kolejno maksimów i minimów przyspieszeń. Pod tym względem wyniki pomiarów przyspieszeniomierza licznikowego nie są jednoznaczne. Żeby móc właściwie zinterpretować te wyniki, musimy uciec się do pomocy przyspieszeniomierza o ciągłym zapisie. Wystarczy jednak wykonać ciągi zapis przyspieszeń w ciągu bardzo krótkiego czasu w stosunku do całego czasu pomiarowego i ten przebieg przyspieszeń potraktować jako typowy, reprezentujący całość.

W ciągu ostatnich 20 lat statystyczne pomiary obciążeń w locie przeprowadzane były w szerokim zakresie na samolotach transportowych w czasie normalnych lotów komunikacyjnych i w czasie lotów doświadczalnych. W literaturze znajduje się duża ilość tego rodzaju danych zebranych przez NACA i inne instytuty badawcze (np. [6], [9], [10], [1]).

Brak jest natomiast najskromniejszych nawet danych doświadczalnych o obciążeniach szybowców. Sprawa ta jest szczególnie aktualna ze względu na szeroki rozwój konstrukcji szybowcowych w Polsce. Stale podwyższają się osiągi szybowców i jednocześnie rosną wymagania co do lekkości i wytrzymałości konstrukcji. Stosowane są nowe materiały i kleje, pojawia się również tendencja budowania szybowców z lekkich metali, dla których wytrzymałość zmęczeniowa odgrywa znacznie większą rolę, niż przy konstrukcjach drewnianych.

W tej sytuacji przeprowadzenie na szeroką skalę statystycznych pomiarów obciążeń na szybowcach wydaje się szczególnie aktualne i istotne.

3. Przyspieszeniometer licznikowy

Przyspieszeniometer licznikowy, skonstruowany w Katedrze Mechaniki Lotu P.W., przeznaczony jest do pomiarów obciążeń na samolotach i szybowcach, których częstość własna skrzydeł nie przekracza 4 Hz. Jak wiadomo, podstawowa częstość własna skrzydeł szybowców jest na ogół rzędu 3 Hz.

Pełny zakres przyspieszeń, rejestrowanych przez przyrząd, obejmuje przyspieszenia od -4 g do $+7$ g. W zakresie od 1 g do 3 g notowane są przyspieszenia co około 0,5 g, powyżej co 1,0 g. Wydaje się, że ze względu na duży zakres obciążeń z jakimi spotyka się szybowiec w locie, notowanie przyspieszeń częściej niż co 0,5 g nie jest celowe.

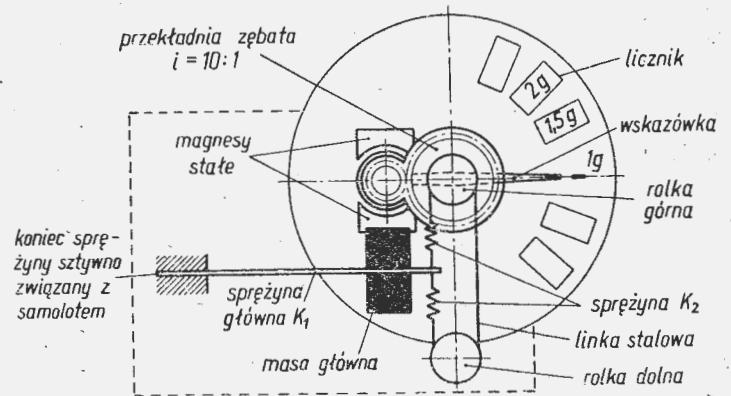
Z dwóch branych pod uwagę metod rejestrowania przyspieszeń — elektrycznej i mechanicznej, wybrano metodę mechaniczną. Założeniem konstrukcji było, by przyrząd był jak najprostsz w obsłudze i eksploatacji, niewrażliwy na wpływy atmosferyczne i pewny w działaniu. Pod tym względem metoda rejestrowania przyspieszeń za pomocą liczników mechanicznych ma niewątpliwą wyższość.

W literaturze (patrz [2]) opisywana jest elektryczna i mechaniczna wersja przyspieszeniometera licznikowego do pomiarów obciążeń na samolotach komunikacyjnych. Po przeprowadzeniu pomiarów na obydwu wersjach w czasie kilkudziesięciu godzin lotu stwierdzono, że mechaniczny przyspieszeniometer jest znacznie praktyczniejszy i łatwiejszy — zarówno w konstrukcji, jak i w eksploatacji.

Konstrukcja przyspieszeniometera licznikowego pokazana jest schematycznie na rys. 1. Na końcu płaskiej sprężyny umocowany jest ciężarek o wadze 0,9 kG. Tak duża masa ciężarka potrzebna jest po to, by występujące przyspieszenia dały dostatecznie dużą siłę do uruchomienia mechanicznych liczników, bez większego wpływu na prawidłowość wskazań. Jeden koniec sprężyny związany jest sztywno, za pośrednictwem skrzynki przyrządu, z konstrukcją samolotu. Do swobodnego końca sprężyny zamocowane są 2 śrubowe sprężyny, połączone w szereg z linką o obwodzie zamkniętym, przechodzącą przez dwie rolki. Linka ta przenosi postępowy ruch końca płaskiej sprężyny na obrót górnej rolki. Połączenie linki z górną rolką jest tego rodzaju, że pozwala na obrót rolki o $\pm 360^\circ$. Na osi górnej rolki osadzona jest wskazówka, uruchamiająca liczniki. Kąt wychylenia wskazówki jest proporcjonalny do przyspieszenia, jakiemu podlega skrzynka przyrządu.

Ponadto górna rolka napędza, za pośrednictwem przełożenia 10:1, aluminiowy cylinder, znajdujący się w polu stałego magnesu. Prądy wirowe w aluminiowym cylindrze dają moment oporowy proporcjonalny (z dokładnością do 1%) do prędkości kątowej obrotu. Tłumik tego rodzaju jest bardzo korzystny, gdyż daje tłumienie prawie dokładnie liniowe i praktycznie niezależne od czasu oraz wpływów atmosferycznych.

Z punktu widzenia teorii drgań jest to układ o 2 stopniach swobody (rys. 2), gdzie K_1 — sztywność płaskiej sprężyny, m_1 — masa głównego ciężarka, K_2 — sztywność śrubowych sprężyn, J — moment bezwładności wokół osi obrotu górnej rolki, R — promień górnej rolki, m_2 — zredukowana masa, równa J/R^2 . Moment bezwładności J dają przede wszystkim: górna ze wskazówką i aluminiowy cylinder.

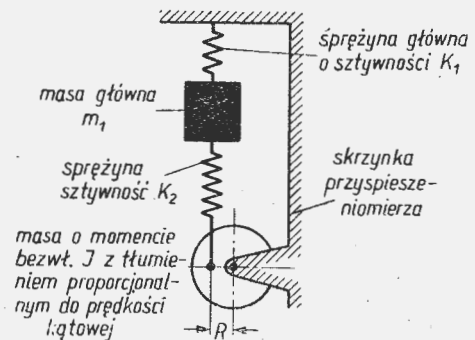


Rys. 1

Układ ten daje większą, w porównaniu z zazwyczaj stosowanym układem o jednym stopniu swobody, możliwość uzyskania żądanych własności przyrządu, zarówno w zakresie małych, jak i dużych częstości.

Jak wiadomo, miarą dokładności wskazań przyspieszeniometera jest stosunek amplitudy wskazywanej do amplitudy działającego przyspieszenia, sinusoidalnie zmiennego w czasie. Stosunek ten można nazwać podatnością harmoniczną przyrządu.

Przyjęto, że przyspieszeniometer do pomiarów obciążeń w locie powinien mieć podatność harmoniczną, bliską jedności w zakresie częstości od 0 do 1,5 częstości własnej skrzydeł, różniącą się od jakości nie więcej niż o 30% w zakresie od 1,5 do 2,5 częstości własnej i możliwie bliską zeru



Rys. 2

przy częstościach wyższych. Kąt opóźnienia fazowego powinien być — przy małych częstościach — stały i możliwie mały.

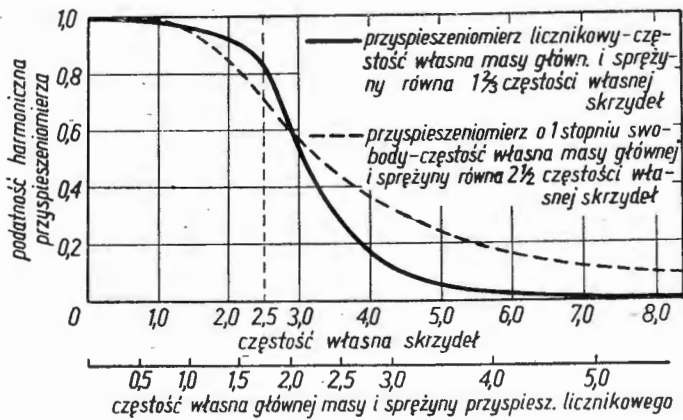
Przy przyspieszeniometerze o jednym stopniu swobody powinien być taki dobór tłumienia i częstości własnej ciężarka na sprężynie, aby dawał zadowalającą podatność przy małych częstościach i całkowicie określał przebieg podatności przy wyższych częstościach.

Przy 2 stopniach swobody, oprócz częstości własnej masy m_1 na sprężynie K_1 i wielkości współczynnika tłumienia, mamy jeszcze 2 parametry $\frac{m_2}{m_1}$ i $\frac{K_2}{K_1}$ które pozwalają na dobór najkorzystniejszego dla rozważanego przyrządu przebiegu podatności w funkcji częstości.

Wszystkie te wielkości zostały dobrane na podstawie analizy równań ruchu układu o dwóch stopniach swobody (patrz uzupełnienie).

Ostatecznie przyjęto: częstość własną głównego ciężar-
ka m_1 na sprężynie K_1 równą $1^{2/3}$ częstości własnej skrzy-
deł, tj. około 7 Hz, $\frac{m_2}{m_1} = 0,35$, $\frac{K_2}{K_1} = 1,25$ oraz tłumienie bar-
dzo zbliżone do tłumienia krytycznego. Jako tłumienie kry-
tyczne przyjęto uważać tłumienie, przy którym pochodna
podatności jest równa zero przy częstości zero.

Przy tak dobranych parametrach podatność harmonicz-
na przyrządu w funkcji częstości ma przebieg przedsta-
wiony na rys. 3. Jak widać spełnia on zupełnie dobrze wy-
mienione wyżej wymagania. Linia przerywaną naniesiona



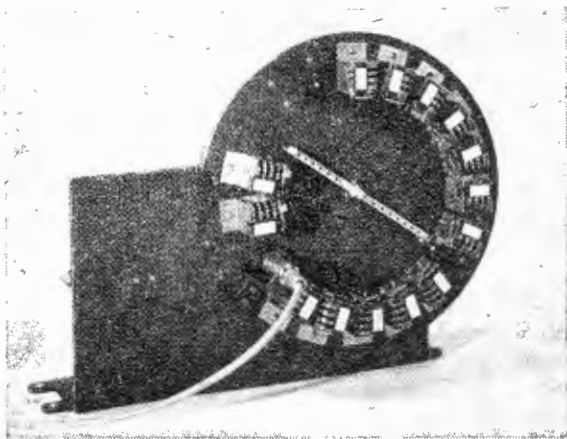
Rys. 3

jest na wykresie analogiczna krzywa dla przyspieszenio-
mierza o jednym stopniu swobody, o częstości własnej rów-
nej 2,5 częstości własnej skrzydeł.

Jednocześnie przy tak dobranych parametrach kąt opóź-
nienia fazowego w zakresie częstości od 0 do 1,5 częstości
własnej skrzydeł nie przekracza 5° .

Do liczenia przyspieszeń zastosowano liczniki mechanicz-
ne, ustawione na drodze wskazówki.

Na specjalną uwagę zasługuje mechanizm, napędzający
kółka cyfrowe liczników. Na rys. 4 widoczna jest wska-
zówka i liczniki umieszczone promieniście na tarczy przy-
rządu. Celem zaoszczędzenia miejsca do uruchomienia licz-
ników służą obydwa końce wskazówki. W ten sposób licz-
niki, notujące kolejno po sobie następujące przyspieszenia,
znajdują się po przeciwnych stronach tarczy. Na rys. 5
widoczny jest mechanizm, uruchamiający liczniki. Gdy
przyspieszenie przekroczy pewną wartość, wskazówka od-
chyli ramię zapadkowe licznika naciągając wiotką sprężyn-
kę. Gdy wskazówka minie ramię zapadkowe lub cofnie



Rys. 4. Przyspieszeniomierz licznikowy. Widok z przodu, po zdjęciu
przedniej osłony

się z powrotem, sprężynka spowoduje powrót ramienia do
pierwotnego położenia i obrót kółka cyfrowego o jedną
cyfrę. W drodze powrotnej, gdy przyspieszenie zmaleje,
wskazówka mija swobodnie liczniki dzięki specjalnej za-
padce, umieszczonej na jej końcu.

Mechanizm ten musi być tak skonstruowany, aby wyeli-
minowana była możliwość przesunięcia kółka cyfrowego
o 2 lub więcej cyfr przy jednym przejściu wskazówki. Przy
szybkich ruchach wskazówki bezwładność mechanizmu
stwarza takie niebezpieczeństwo. Aby tego uniknąć, zasto-

sowano cały układ zapadek i ograniczników, niewidocz-
nych na rysunku. Próby wykazały, że liczniki nie popeł-
niają błędów przy nagłej zmianie przyspieszenia o 5 g lub
mniej.

Ze względu na zupełnie inny charakter obciążeń samo-
lotu przy lądowaniu lub kołowaniu niż w locie, przyspie-
szeniomierz powinien rejestrować przyspieszenia tylko w
czasie lotu. Na ziemi przyrząd musi być wyłączony. Urzą-
dzenie blokujące widoczne jest na rys. 4 i 6. Sworzeń,
unieruchamiający główną sprężynę, połączony jest za po-
mocą linki Bowdena z uchwytem umieszczonym na tablicy
przyrządów samolotu. Obowiązkiem pilota jest odciągnię-
cie uchwyty zaraz po starcie i zwolnienie go przed lądo-
waniem.

Opisywany przyspieszeniomierz licznikowy zamontowany
był w 1959 r. na dwóch szybowcach typu SZD-8 bis „Ja-
skółka” w Centrum Szybowcowym APRL w Lesznie. Ze-
brane pomiary dotyczą jednak niewielkiej ilości godzin
lotu. Po wykonaniu większej ilości pomiarów dane te będą
opublikowane.

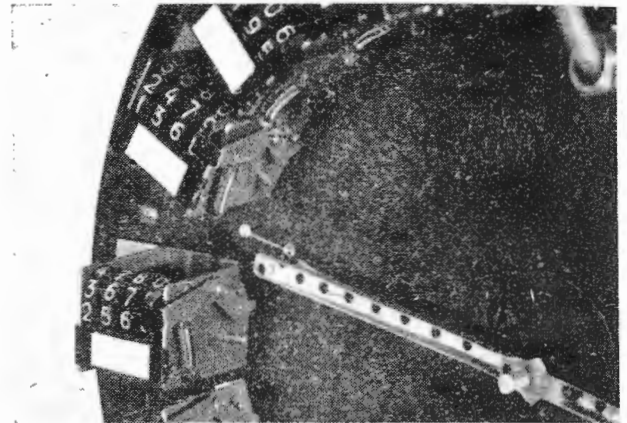
Uzupełnienie

Równania ruchu układu o dwóch stop-
niach swobody, przedstawionego na rys. 2.

Oznaczenia:

$a \sin \omega t$ — pionowy ruch drgający skrzynki przyspiesze-
niomierza a — stała, $2\pi\omega$ — częstość przy-
spieszenia;

y — pionowe przemieszczenie głównej masy m_1
względem skrzynki przyspieszeniomierza;



Rys. 5. Przyspieszeniomierz licznikowy. Mechanizm uruchamiający
liczniki

x — pionowe przemieszczenie dolnego końca drugiej
sprężyny względem skrzynki przyspieszenio-
mierza;

kąt obrotu masy m_2 równy jest $\varphi = \frac{x}{R}$

c — współczynnik tłumienia,
moment tłumiący = $2 cR \cdot \frac{d}{dt} \left(\frac{x}{R} \right)$

$\frac{J}{R} = m_2$ — zredukowana masa;

Równania ruchu głównej masy m_1 :

$$m_1 \frac{d^2 y}{dt^2} + (K_1 + K_2) y - K_2 \cdot x = m_1 a \omega^2 \sin \omega t \quad [1]$$

Równanie ruchu masy m_2 :

$$m_2 \frac{d^2 x}{dt^2} + c \frac{dx}{dt} + K_2 x - K_2 y = 0 \quad [2]$$

Po wprowadzeniu następujących oznaczeń:

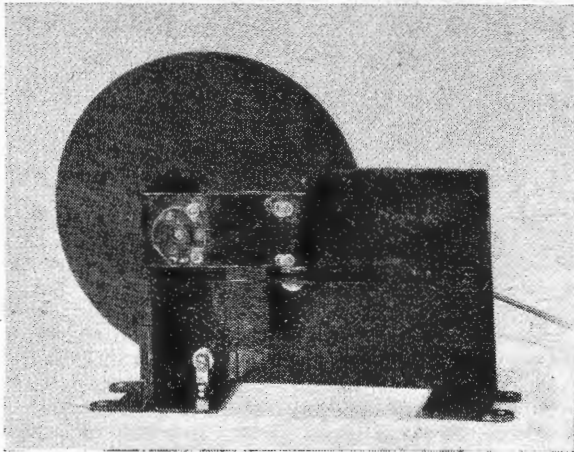
$$\frac{K_1}{m_1} = p^2; \frac{K_2}{K_1} = s; \frac{m_2}{m_1} = m; \frac{2\pi\omega}{2\pi p} = \mu; K = \frac{c}{pm_1}$$

i wyrugowaniu współrzędnej y , otrzymujemy następujące
bezwymiarowe równanie:

$$\frac{m}{s} \frac{1}{p^4} \frac{d^4 x}{dt^4} + \left(1 + m + \frac{m}{s}\right) \frac{1}{p^2} \frac{d^2 x}{dt^2} + K \frac{1}{sp^3} \frac{d^3 x}{dt^3} + K \left(1 + \frac{1}{s}\right) \frac{1}{p} \frac{dx}{dt} + x = a\mu^2 \sin \omega t. \quad [3]$$

Rozwiązanie tego równania dla ruchu ustalonego ma następującą postać:

$$x = \frac{\sin(\omega t - \varepsilon)}{a\mu^2 \left\{ \left[1 - \left(1 + m + \frac{m}{s}\right)\mu^2 + \frac{m}{s}\mu^4\right]^2 + \mu^2 K^2 \left[\left(1 + \frac{1}{s}\right) - \frac{1}{s}\mu^2\right]^2 \right\}^{1/2}} \quad [4]$$



Rys. 6. Przyspieszeniometer licznikowy. Widok z tyłu, po zdjęciu tylnej osłony

gdzie ε jest kątem opóźnienia fazowego.

$$tge = \frac{\mu K \left[1 + \frac{1}{s} - \frac{1}{s}\mu^2\right]}{1 - \left(1 + m + \frac{m}{s}\right)\mu^2 + \frac{m}{s}\mu^4} \quad [5]$$

Podatność harmoniczną przyrządu:

$$v = \frac{x}{a\mu^2 \sin(\omega t - \varepsilon)} \quad [6]$$

jako funkcja parametru częstości μ , ma maksimum, gdy

$$\frac{d}{d(\mu^2)} \left[\frac{x}{a\mu^2 \sin(\omega t - \varepsilon)} \right] = 0$$

Inż. JERZY BUC
Inż. RYSZARD ZIELIŃSKI
Katedra Wytwarzania Silników Lotniczych PW

629.13.002.53 : 621.9—52

Technika sterowania numerycznego obrabiarkami w przemyśle lotniczym

Artykuł w pierwszej części omawia zastosowanie obrabiarek sterowanych programowo do obróbki konkretnych elementów, podaje metody przygotowywania programu oraz ogólne korzyści w przypadku użytkowania tego systemu. W drugiej części omówione są różne rodzaje układów, podział ich, udział maszyn cyfrowych w sterowaniu oraz wpływ zastosowania obrabiarek ze sterowaniem programowym na proces wytwarzania.

Nową technikę sterowania zapoczątkowano w okresie ostatniej wojny światowej. Sterowanie to dotyczyło tzw. pozycyjnego ustawiania lub dział, wyrzutni rakietowych przez sygnały otrzymywane z systemów radarowych. Wynikiem tych prac jest realizacja układów sterowania programowego obrabiarek w oparciu o technikę elektroniczną. Pierwszy, modelowy układ takiego sterowania, zastosowany do frezarki Cincinnati „Hydrotel”, został zbudowany w Massachusetts Institute of Technology w USA w 1952 r. W tym czasie kraje europejskie — przede wszystkim ZSRR

Jeśli maksimum występuje przy $\mu = 0$, otrzymujemy wielkość bezwymiarowego współczynnika krytycznego tłumienia:

$$K^2 = \frac{2 \left(1 + m + \frac{m}{s}\right)^2}{\left(1 + \frac{1}{s}\right)^2} \quad [7]$$

Dla tej wartości k podatność harmoniczną i tangens kąta opóźnienia fazowego mają następującą postać:

$$v = \frac{1}{\left\{ \left[1 - \left(1 + m + \frac{m}{s}\right)\mu^2 + \frac{m}{s}\mu^4\right]^2 + \mu^2 \left(1 + m + \frac{m}{s}\right) \left(1 - \mu^2 \frac{1}{1+s}\right)^2 \right\}^{1/2}}$$

$$tge = \frac{\mu \left(1 - \mu^2 \frac{1}{1+s}\right) \sqrt{2 \left(1 + m + \frac{m}{s}\right)}}{1 - \left(1 + m + \frac{m}{s}\right)\mu^2 + \mu^4 \frac{m}{s}} \quad [9]$$

BIBLIOGRAFIA

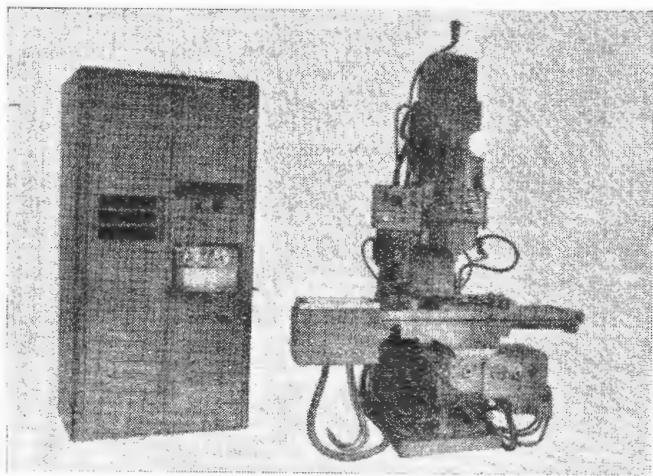
1. J. Taylor: Accelerometers for determining aircraft flight load. Engineering, April 1952 r.
2. J. Taylor: Design and use of counting accelerometers. Reports & Memoranda No. 2812, June, 1950.
3. Fung Y. C.: Statistical Aspects of dynamic loads. Jour. Aero. Sci., vol. 20, No. 5, May 1953.
4. Liepmann H. W.: On the application of statistical concepts to the buddinging problem. Jour. Aero. Sci., vol 19, Dec. 1952.
5. Harry Press and Bernard Mazelsky: A study of the application of Power-Spectral Methods of Generalized Harmonic Analysis to Gust Loads on Airplanes. NACA Rep. 1172, 1954.
6. Harry Press, May T. Meadows: A reevaluation of data on atmospheric turbulence and airplane gust loads for application in spectral calculations. NACA Rep. 1272, 1956.
7. J. Houbolt: Structural Response to Discrete and continuous Gusts of an Airplane having Wing-Bending Flexibility and a Correlation of Calculated and Flight Results. NACA Rep. 1181, 1954.
8. Bernard Etkin: Dynamics of flight. Book, New York, 1959, John Wiley & Sons, Inc.
9. Pratt, Kermit G. and Walker, Walter G.: A revised Gust-Load Formula and Reevaluation of V-G data taken on Civil Transport Airplanes from 1933 to 1950. NACA Rep. 1206, 1954.
10. Coleman, Thomas L.: Analysis of Accelerations Gust Velocities, and Airspeeds from operations of a twin-engine transport airplane on a transcontinental route from 1950 to 1952. NACA TN 3371, 1955.
11. Den Hartog: Mechanical Vibrations. Book, New York 1955, McGraw-Hill Book Comp.

się na taśmie magnetycznej. Metoda ta, obarczona wszystkimi błędami wykonawcy, obecnie nie jest stosowana. Zaprogramowanie obróbki i wyprodukowanie taśmy odbywa się za pomocą maszyny liczącej, dla której dane początkowe przygotowuje technolog.

Sterowanie programowe znane jest pod mianem numerycznego i polega na tym, że instrukcje, dotyczące ruchów poszczególnych elementów maszyny, zadane są w postaci cyfrowej, a następnie przekazane do serwo systemu. Sterowanie to jest obecnie najwyższą klasą automatyki i stanowi główny ośrodek zainteresowania producentów obrabiarek na całym świecie.

Zastosowanie sterowania programowego obejmuje całą gamę obrabiarek: frezarki pionowe z dwu- i trójkoordynatowym sterowaniem, frezarki ze stołem obrotowym do krzywek płaskich, wiertarko-frezarki, tokarki, koordynatki itd. — wszystkie tak z napędem elektrycznym, jak i hydraulicznym.

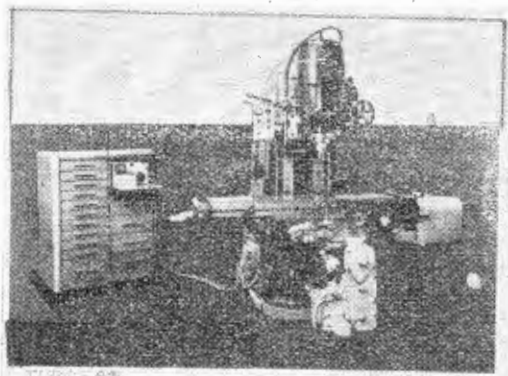
Na rys. 1 pokazano adaptowaną kopiarkę do krzywek płaskich, którą zaopatrzone w układ sterowania programowego. Rys. 2 przedstawia frezarkę pionową — typ Cincinnati nr 3 — sterowaną w sposób ciągły w dwóch osiach współrzędnych z możliwością sterowania ruchów ustawczych wrzeciona. Stół otrzymuje napęd od silnika elektrycznego ze wzmacniaczem magnetycznym. Na rys. 3 po-



Rys. 1. Adaptowana frezarko-kopiararka z układem sterowania programowego wykonana w Research Engineers Laboratory

kazana jest frezarka pionowa — Cincinnati 16 — sterowana w 3 osiach z napędem hydraulicznym.

Przykładem typowym elementu wykonywanego na frezarce Research Eng. Laboratory jest krzywka pokazana na rys. 4. Obróbkę przeprowadzono dwoma przejściami: zgrubnie i wykańczająco z dokładnością $\pm 0,02$ mm. Średnica jej



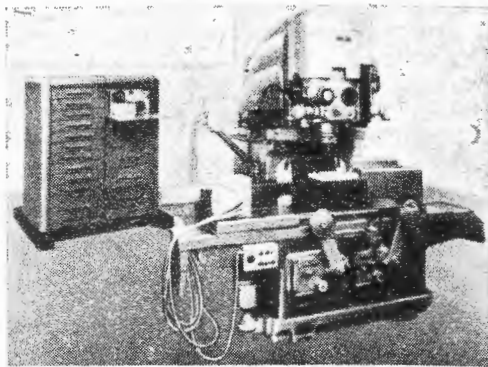
Rys. 2. Frezarka pionowa Cincinnati nr 3, sterowana programowo

wynosi 31,4 mm, grubość 6,3 mm; materiał: stal chromowo-niklowa. Zamocowanie i obróbka trwały 45 minut, czas przygotowania taśmy 30 minut. Obróbka ręczna trwałaby około 2 tygodni.

Frezarka Cincinnati nr 3 używana jest do obróbki różnych części, których przykładem może być kopiał tokarski z rys. 5. Gabaryt kopiału 675×350 mm, dokładność wykonania $\pm 0,07$ mm przy powtarzalności $\pm 0,02$ mm. Czas obróbki wynosi od 15 do 90 minut w zależności od materiału i narzędzia, czas przygotowania taśmy $\sim 1,5$ godziny. Do-

tychczas kopiał ten wymagał ~ 14 godzin pracy przy obróbce ręcznej.

Firma „Bendix Aviation Corporation”, która zakupiła dla swoich zakładów kilkanaście obrabiarek ze sterowaniem programowym, podała rezultaty zaoszczędzonego czasu; i tak całkowita oszczędność wyniosła 60% do 95%, a przy powtórzeniu serii prototypowych i zastosowaniu kopii taśm

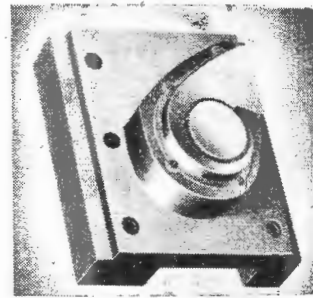


Rys. 3. Frezarka pionowa Cincinnati 16, sterowana programowo w trzech osiach współrzędnych z serwo systemem elektrohydraulicznym

sterujących doszła do 80% ÷ 98% — oczywiście czasy te podane są dla wyrobów specjalnie pracochłonnych w obróbce ręcznej. Szczególnie wyraźnie problem oszczędności wyraził się przy wykonywaniu modeli trójwymiarowych na frezarko-kopiarce do części układów paliwowych silników odrzutowych. Podkreślić tu również trzeba oszczędność na kwalifikacjach pracowników. Dotychczasowe wytwarzanie modeli wymagało wysokich kwalifikacji ślusarskich i wzorcarskich. W nowym systemie sterowania wysokie kwalifikacje wymagane są tylko od przygotowującego program. Musi on znać zasadę działania układu, parametry obrabiarki i musi ustalić bezbłędnie technologię. Obsługujący obrabiarkę ma za zadanie tylko przez właściwą konserwację utrzymanie jej parametrów, natomiast bezpośrednia obsługa ogranicza się do zamocowania materiału, założenia taśmy sterującej i włączenia mechanizmu napędowego.

Schemat blokowy systemu sterowania numerycznego przedstawiony jest na rys. 6. Widać z niego, że taśmą sterującą może być taśma magnetyczna lub perforowana oraz, że mogą być zastosowane 2 metody wyprodukowania tych taśm. W metodzie pierwszej informacje z rysunku technicznego zakodowane są na taśmie dziurkowanej; są to tzw. dane początkowe i dotyczą współrzędnych punktów charakterystycznych przedmiotu przeznaczonego do obróbki, jak na przykład współrzędne początku i końca łuku koła, współrzędne środka okręgu, współrzędne początku i końca prostych oraz szybkości posuwu, wymiar narzędzia itp. Przykład tablicy programowej i przedmiotu odpowiednio zwymiarowanego podany jest na rys. 7. Po wydziurkowaniu tej taśmy wprowadza się ją na wejście programowanej maszyny cyfrowej, która przelicza współrzędne konturu i steruje urządzeniem, wytwarzającym taśmę perforowaną lub magnetyczną, która jest już taśmą sterującą.

W metodzie drugiej programujący ręcznie przelicza współrzędne konturu, a następnie ręcznie wydziurkuje taśmę sterującą. Jeśli taśmą sterującą jest tu taśma magnetyczna, konieczne jest posiadanie specjalnego urządzenia, zwanego interpolatorem cyfrowym, zdolnego do zapisu na niej programu.



Rys. 4. Krzywka płaska, materiał: stal chromowo-niklowa



Rys. 5. Kopiał tokarski, wykonywany według programu na frezarce Cincinnati nr 3

Dotychczas największe zapotrzebowanie i w związku z tym największe doświadczenie w zastosowaniu tego typu obrabiarek posiada przemysł lotniczy.

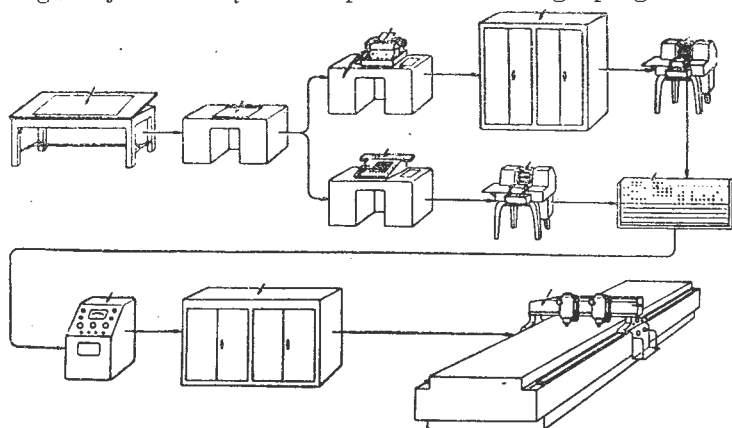
Przed wszystkim wpływa to z coraz większych wymagań dotyczących wyrobu, który przez to zmienia się konstrukcyjnie i technologicznie z dużą częstotliwością. Wymaga to stosowania nowych parametrów technologicznych, nowych i wydajniejszych metod wytwarzania. Sterowanie programowe jest najbardziej giętką metodą, dającą możliwość w sposób najszybszy i najmniej kosztowny zmiany parametrów wyrobu. Nadaje się więc najbardziej do krótkich serii i często zmieniającego się asortymentu. Drugą, pierwszorzędnej wagi zaletą jest to, że system ten nie wymaga zasadniczo pomiaru wyrobu dzięki temu, iż pracuje na zasadzie zamkniętego układu regulacji. Dokładność wykonania jest wyłącznie zależna od dokładności obrabiarki, przy czym powtarzalność zawarta jest w mniejszych granicach, niż tolerancja wynikająca z układu pomiarowego.

Dla zobrazowania ekonomiki obrabiarek sterowanych programowo przytoczono schemat na rys. 8, porównujący koszty wytwarzania z kosztami przy zastosowaniu konwencjonalnych metod.

Rodzaje układów sterowania programowego

Rozróżnia się dwie formy sterowania programowego: dynamiczną i statyczną. Statyczna stosowana jest w obrabiarkach typu koordynatki, gdzie ruch narzędzia odbywa się tylko w dwóch osiach równoległych do osi układu prostokątnego. Sterowanie dynamiczne charakteryzuje się sprzężeniem ruchów w dwóch osiach, co pozwala na ruch po dowolnej krzywej w płaszczyźnie, a przy trzech osiach — krzywej przestrzennej.

Pierwsza forma sterowania zwana jest popularnie tzw. sterowaniem ustawczym lub sterowaniem uproszczonym, gdyż nie wymaga ona kontroli położenia elementów ruchomych obrabiarki w czasie trwania ruchu, a tylko ich położenia końcowego. Innymi słowy nie interesuje nas tu droga dojścia narzędzia do położenia zadanego programem.



Rys. 6. Schemat blokowy systemu sterowania numerycznego. 1 — rysunek części, 2 — karta programowa, 3 *) — przygotowanie danych za pomocą maszyny cyfrowej, 4 — dziurkowanie taśmy za pomocą dalekopisu, 5 — uniwersalna maszyna cyfrowa, 6 — dziurkarka sterowania maszyną cyfrową, 7 *) — przygotowywanie danych ręcznych, 8 — maszyna do liczenia (np. arytmometr), 9 — dziurkarka ręczna, 10 — karta dziurkowana (lub taśma dziurkowana albo taśma magnetyczna), 11 — pulpit sterowniczy, 12 — szafa sterownicza, 13 — obrabiarka

W drugiej formie, dynamicznej lub ciągłej, droga narzędzia musi być określona w każdej chwili trwania ruchu. Zdefiniowanie tej drogi wymaga przedstawienia ruchów względnych narzędzia w postaci współrzędnych kolejnych jego położenia.

Generalnym zagadnieniem w sterowaniu programowym jest więc przesunięcie narzędzia z punktu „A” do „B” po zadanym torze. Zrealizować to można przez wykonanie następujących sekwencji:

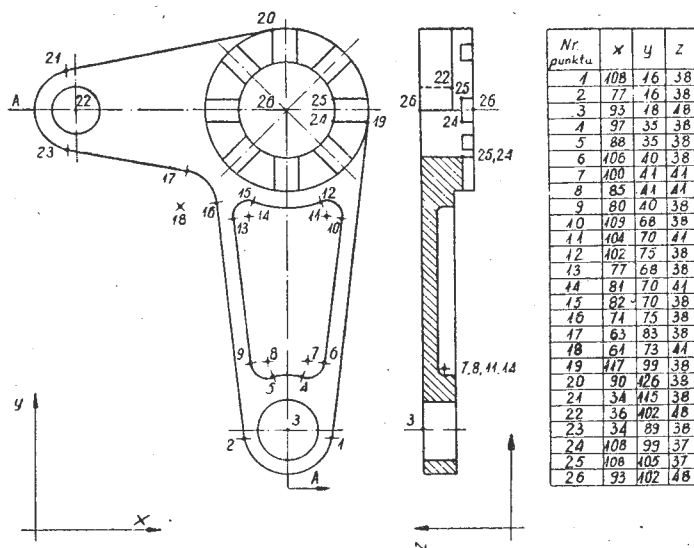
(a) kiedy istnieje już odpowiednio przygotowany rysunek części i określone są parametry technologiczne, należy go przedstawić w formie informacji cyfrowych. Wykonuje się to na dziurkance (np. dalekopis), która informacje te zapisuje w ustalonym kodzie**) na taśmie perforowanej lub kartach perforowanych. W przypadku naszym są więc

*) Numery 3 i 7 oznaczają rozgałęzienie na dalekopis i przygotowanie ręczne

**) (Kod — odpowiednia kombinacja dziurek określających liczby)

zakodowane na taśmie współrzędne punktu „A”, punktu „B” oraz określona jest krzywa, przechodząca przez te punkty, na przykład koło o promieniu „R”;

(b) aby określić tę drogę, trzeba z kolei określić odpowiednią (zależną od żądanej dokładności wykonania) ilość punktów na niej leżących. Wykonać to można przez przeliczenie ręczne lub za pomocą maszyn liczących;



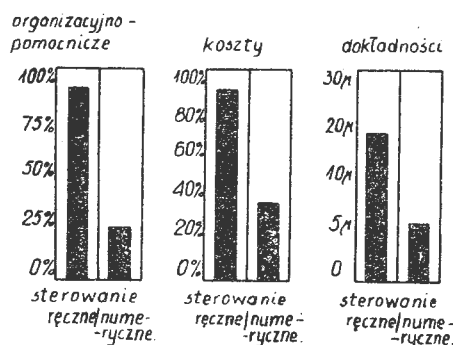
Nr punktu	Płaszczyzna krzywej	Rodzaj krzywej	Współrzędne punktów			Współrz. bieg. krzyw.			Dyspozycja
			x	y	z	x	y	z	
1	x, y	0, K	108	16	38	-	-	-	w p-cie 1 włącz. pompy chłodzącej
2			77	16	38	-	-	-	

Rys. 7. Wymiarowanie przedmiotu i tabelka punktów charakterystycznych

(c) tak uzyskane informacje należy obecnie wprowadzić bezpośrednio do układu sterującego obrabiarką. Dokonuje się tego przez ich zakodowanie również na taśmie lub kartach perforowanych, bądź na taśmie magnetycznej. Odpowiednie urządzenie odczytuje je i przekazuje do właściwych członów sterujących;

(d) aby ruch narzędzia był kontrolowany w sposób ciągły, potrzebny jest układ pomiarowy, który mierzy to położenie w każdej chwili i porównuje je z położeniem zadanym;

(e) jeśli istnieje różnica pomiędzy położeniem zadanym a mierzonym, wówczas do silnika napędowego przekazany jest sygnał powodujący dalszy ruch, aż do właściwego położenia. Sygnał ten jest więc przekazany z układu pomiarowego do układu sterującego. Jest to tzw. pętla sprzężenia zwrotnego.



Rys. 8. Schematyczne porównanie kosztów wytwarzania przy użyciu obrabiarek sterowanych numerycznie i ręcznie

Oczywiście, nie zawsze wszystkie omówione wyżej czynności muszą być spełnione. Na przykład w przypadku sterowania statycznego, gdzie — jak to już wspomniano — nie jest ważna droga narzędzia między punktami „A” i „B”, czynność (b) będzie pominięta. Również w przypadku sterowania ustawczego, na przykład koordynatki, zamiast punktu (a) możemy zastosować przełączniki dekadowe, które spełnią tę samą rolę co karta, a będą tylko wymagały każdorazowego ich ustawiania.

Zrealizowanie przesuwu narzędzia według zadanej drogi pomiędzy punktami pośrednimi z określoną dokładnością może nastąpić dwiema metodami:

a) przez aproksymację drogą interpolacji liniowej lub parabolicznej,

b) przez generację krzywej, takiej samej jak krzywa drogi narzędzia.

Pierwsza metoda jest ogólnie znana; w ten sposób odcinki krzywych zastępuje się odpowiednio krótkimi (w zależności od dokładności) odcinkami prostych, na przykład przy nacinaniu kół zębatych. Druga metoda wymaga dysponowania odpowiednią maszyną liczącą.

Maszyny liczące dzielą się na analogowe i cyfrowe. Cyfrowe — jak nazwa wskazuje — wykonują funkcję liczenia na liczbach wyrażonych cyfrowo; w analogowych — liczby, na których wykonuje się działania, wyrażone są przez analogie; na przykład przesunięcie liniowe można wyrazić wielkością napięcia, pojemność elektryczną przesunięciem kątowym itp. Typowym przykładem urządzenia liczącego analogowego jest suwak logarytmiczny, gdzie liczby wyrażone są poprzez ich logarytmy długościami.

Jak to już powiedziano, system sterowania z generacją krzywej wymaga korzystania z maszyny cyfrowej. Dla pozostałych rodzajów sterowania dynamicznego nie ma bezwzględnej konieczności posiadania maszyny cyfrowej — w ostateczności można pośrednie punkty przeliczyć ręcznie lub przy pomocy arytmetometru. Metoda liczenia jest tu podyktowana przede wszystkim ekonomią. Na ogół, w obecnym stanie rozwoju techniki sterowania programowego, wszystkie systemy opierają się zasadniczo na maszynach cyfrowych, z tym że są to przeważnie urządzenia budowane specjalnie do celu programowania.

Wpływ zastosowania obrabiarek sterowanych programowo na konstrukcję obrabiarek, pracę biura konstrukcyjnego, ekonomikę

Omawiana nowa technika sterowania obrabiarek posiada trzy zasadnicze cechy: duża oszczędność czasów przygotowania i pomocniczych, wyeliminowanie bezpośrednie obsługi przez aparaturę sterującą, automatyczna kontrola jakości wyrobu. Cechy te stanowią o konieczności nowych metod pracy personelu biur konstrukcyjno-technologicznych i bezpośrednio produkcyjnego.

Przede wszystkim konstrukcja obrabiarki, przystosowanej do sterowania automatycznego, zmienia się zasadniczo. Podstawowym elementem jest tu serwoelement, którego charakterystyka decyduje o wydajności i dokładności. Ponieważ zwiększają się szybkości posuwów, wydajność i dokładność, musi być zwrócona uwaga konstruktorów obrabiarek na następujące czynniki: tarcie między elementami ruchowymi, luzy w mechanizmach napędowych, sztywność układu obrabiarka—narzędzie. Dla przykładu można tu po- dać, że wynikiem prac nad przystosowaniem frezarki do sterowania programowego jest nowa konstrukcja śruby pociągowej z tak zwaną nakrętką kulkową i ze sprężystym kasowaniem luzów. Śruba ta posiada sprawność co najmniej 90%.

Jak wspomniane już było w niniejszym artykule, zaprogramowanie obróbki i wyprodukowanie taśmy sterującej wymaga całego szeregu czynności nie stosowanych w konwencjonalnych metodach obróbki. Jak wiadomo, nowym elementem jest tu maszyna cyfrowa, do której należy wprowadzić tak zwane dane początkowe, dotyczące przedmiotu i obróbki. W zależności od konstrukcji maszyny cyfrowej, dane te mogą być różne. Jak daleko mogą pójść uproszczenia prac technologa, może być przykładem programowanie w Servomechanism Laboratory of the Massachusetts Inst. of Technology, gdzie wszystkie parametry obróbki ustala sama maszyna cyfrowa. Technolog ogranicza się do podania danych, dotyczących obrabiarki, rodzaju ma-

teriału, punktów charakterystycznych przedmiotu i ewentualnie tolerancji. Widać więc, że w zależności od stopnia zautomatyzowania czynności technologicznych należy się liczyć z dużym zrewolucjonizowaniem dotychczasowych metod przygotowywania produkcji.

Wnioski

Podsumowując, zalety wprowadzenia do produkcji systemu programowego sterowania obrabiarkami można ująć w następujące punkty.

a. Zastosowanie metod numerycznych w produkcji obniża koszty przygotowania technologicznego. W dość dużym procencie przypadków stanowi on poniżej 1/20 czasu przy metodach konwencjonalnych.

b. Dokładność wykonania wyrobu nie zależy od kwalifikacji rzemieślnika i ograniczona jest tylko własnościami systemu.

c. Informacje, względnie dane początkowe dotyczące wyrobu, mogą być łatwiej magazynowane (taśma lub karta dziurkowana zamiast np. wzorca czy szablonu), przesyłane i analizowane.

d. Powtarzalność wykonywanych elementów jest praktycznie absolutna i niezależna od ilości wykonywanych sztuk.

e. Czasy maszynowe i pomocnicze są dużo niższe aniżeli przy ręcznym sterowaniu.

f. Zmiany konstrukcji wyrobu nie stanowią problemu wykonawczego, — zmiana programu trwa krótko.

Na zakończenie należy podkreślić, że wprowadzenie do produkcji omawianych systemów sterowania wymaga odpowiedniej reorganizacji pracy personelu technicznego, przeszkolenia kadr fachowców i odpowiedniej analizy ekonomiki produkcji.

LITERATURA

- 1) „Les Machines-Outils d'usage général en face de l'automatisme” — La Machine Moderne nr 7, 1956.
- 2) Farmer P. J. — „Automatic Milling Bendix System of Data Control for Operation of Machine Tools” — Aircraft Production nr 12, 1957.
- 3) Gavreu — „L'automatisation des machines-outils par un magnetophone ordinaire” — La Machine Moderne nr 9, 1957.
- 4) Bingen A. — „Numerically controlled Belgian lathe” — Metalworking Production 7. XI. 1958 r.
- 5) Cyssan Jean O. — „Premiers applications pratiques des commandes numeriques automatiques” — La Machine Moderne nr 8, 1956.
- 6) Trippe Peter — „Numerical control is spreading its wings” — Metalworking Production nr 2, 10. I. 1958.
- 7) Ross Douglas T. — „Automatic Programming” — Aircraft Production nr 6, 1958.
- 8) Farmer P. J. — „Fairey — Ferranti” — Aircraft Production nr 5, 1958.
- 9) Whitfield G. A. — „The Introduction of Numerically Controlled Machine Tools” — The Institution of Production Engineers — Paper Symposium 1960.
- 10) Jaworski W., Zieliński R. — „Numeryczne sterowanie obrabiarek” — Przegląd Mechaniczny nr 12, 1956.
- 11) Stevenson J. — „Tape controlled radial drill handles small — lot jobs” — Iron Age 1960, t. 185, nr 25.
- 12) Field E. W. — „The future trends of machine tool design” — Production Eng. 1960, t. 39, nr 6.
- 13) Kuzin Je. S. — „Podgotowka informacii dla friezlernih stanok s programnym upravlenijom” — Stanki i Instr. 1960, r. 31, nr 6.
- 14) Mystkowski A., Winiarski B., Zieliński R. — „Sterowanie Programowe Obrabiarek” — Mechanik nr 8—9, 1959.
- 15) Dutcher I. L. — „Les régulateurs de position pour machines-outils” — Machine Moderne 1960, r. 54, s. 615.
- 16) Ahrendt and Taplin — „Automatic Feedback Control” — McGraw-Hill Book Comp. New York 1959.
- 17) Gibson and Tuteur — „Control System Components” — McGraw-Hill Book Comp. N. York 1959.
- 18) Thaler and Brown — „Servomechanism Analysis” — McGraw-Hill Book Co. N. York 1959.
- 19) Smith Charles V. L. — „Electronic Digital Computers” — McGraw-Hill Book Co. N. York 1959.
- 20) Smith G. W., Wood Roger — „Principles of Analog Computation” — McGraw-Hill Book Co. N. York 1959.

Czytelnicy, Członkowie Sekcji Lotniczej SIMP!

Bierzcie udział w układaniu tematyki naszego czasopisma.
Nadsyłajcie zgłoszenia na tematy, które Was interesują!

Współczesny, międzynarodowy dworzec lotniczy w Warszawie

GSC. f. 1 : f. 25. 39

Od Redakcji

Zgodnie z zapowiedzią, daną w zeszycie 6/60 naszego czasopisma, drukujemy artykuł jednego z współzycięzców konkursu na projekt Międzynarodowego Dworca Lotniczego w Warszawie. Przyczyna użycia w tytule określenia „współczesny” zamiast „nowoczesny” — jak sądzimy — stanie się dla Czytelników jasna, po przeczytaniu pierwszych fragmentów artykułu.

Dla zapoznania Czytelników z funkcjonalnymi charakterystykami projektu, podajemy założenia konkursowe dla przyszłego MDL na Okęciu, w zestawieniu z cyfrowymi odpowiednikami opartymi na statystykach krajowych i zagranicznych.

Prace przy nowym międzynarodowym dworcu mają się rozpocząć w roku bieżącym; przewiduje się, że dworzec zostanie oddany do użytku w 1963 roku. Niełatwe to będzie zadanie. Już pierwsze prace przy projekcie wstępnym wykazały, że należy opracować i wykonać szereg poważnych i skomplikowanych urządzeń prototypowych. Przykładowo wymieńmy: przestawne ścianki aluminiowe, pneumatyczne drzwi wejściowe, okna z zastosowaniem szyb „termoplex”, transportery do bagażu, automatyczne tablice informacyjne, ruchome żaluzje aluminiowe. W roku bieżącym przeprowadzone zostaną roboty w zakresie przedłużenia istniejących dróg startowych.

Przewiduje się, że koszt budowy dworca będzie rzędu 50 milionów złotych.¹⁾

Jednym z najbardziej pasjonujących, a przede wszystkim jednym z najbardziej skomplikowanych tematów projektowania architektonicznego, jest współcześnie pojęty budynek międzynarodowego dworca lotniczego. Dlatego też, instytucje zamierzające lokować pieniądze w tak poważne przedsięwzięcie inwestycyjne, w poszukiwaniu najlepszych rozwiązań zarówno pod względem funkcjonalnym, jak również plastycznym i ekonomicznym, uzyskują je zwykle drogą opracowań konkursowych.

Powodując się wymienionymi wyżej względami, został rozpisany dnia 1. IV. 1960 r. konkurs architektoniczny na rozwiązanie projektu koncepcyjnego Międzynarodowego Dworca Lotniczego w Warszawie na Okęciu. Wynik konkursu podano do wiadomości już dnia 24. VI. ub. r., przy czym I nagrodę otrzymali autorzy pracy nr 4, w składzie: inż. arch. Krystyna Dobrowolska i inż. arch. Jan Dobrowolski oraz konstruktorzy: inż. A. Włodarz i inż. Cz. Cywiński.

Jako współautor tego opracowania mam okazję napisać kilka słów na temat problemów projektowania współczesnych, międzynarodowych dworców lotniczych w ogóle, z uwzględnieniem prób rozwiązania tych problemów w naszej pracy.

Zaprojektowanie budynku międzynarodowego dworca lotniczego jest zadaniem techniczno-funkcjonalno-plastycznym, przy którym specjalista w zakresie organizacji cywilnego ruchu lotniczego wraz z architektem muszą uwzględnić wyjątkowo dużo elementów ze sobą związanych i wzajemnie na siebie oddziałujących.

Jak wykazuje dotychczasowe doświadczenie, zadanie to może być spełnione tylko w pewnym przybliżeniu, ponieważ podstawową cechą współczesnego ruchu lotniczego jest jego gwałtowny wzrost przy stałej zmienności struktury organizacyjno-eksploatacyjnej. Założenia, które należy realizować, są różne w różnych krajach i miejscowościach i ulegają zmianom z roku na rok. Nie ma rozwiązań sznormalizowanych. Najlepsze rozwiązanie jest istotnie najlepsze tylko dla określonych warunków miejscowych i w określonym czasie. Nowoczesne dworce lotnicze o dużym nasileniu ruchu, odgrywają rolę pionierów postępu technicznego, w nich bowiem poddawane są próbie nowe koncepcje rozplanowania, nowe urządzenia z zakresu mechanizacji, automatyzacji itp.

Takie warunki uniemożliwiają określenie ścisłych i stałych danych wyjściowych do projektowania, stwarzając tym samym jedną z podstawowych trudności, która zmusza w konsekwencji do przeprowadzenia każdorazowo oryginalnej koncepcji organizacyjno-technicznej projektowanego międzynarodowego dworca lotniczego. Podana wyżej charakterystyka warunków projektowania współczesnych dworców lotniczych stworzyła obowiązującą powszechnie zasadę takiego rozplanowania funkcji i takiego komponowania architektonicznego, ażeby zapewnić możliwość szybkiej i taniej przebudowy, a jak zaistnieje potrzeba — szybkiej rozbudowy. Rozbudowa taka powinna być przewidziana w projekcie opracowanym dla pierwszego etapu, ażeby nie stwa-

rzała ona potem trudności pod względem architektoniczno-konstrukcyjnym i instalacyjnym.

Przy określaniu wielkości dworca nie należy zapatrywać się zbyt optymistycznie na spodziewany ruch w następnych dziesiątkach lat; ponieważ wówczas obciążenie przerostem inwestycyjnym zaciążyłoby nadmiernie w czasie budowy, a następnie w pierwszym okresie eksploatacji. Z drugiej jednak strony doświadczenie wykazuje, że w niektórych portach lotniczych ruch zwiększa się wielokrotnie w ciągu zaledwie kilku lat. Dlatego też budynek dworcowy powinien być tak zaprojektowany, żeby w swoim końcowym stadium rozbudowy odpowiadał potrzebom ruchu docelowego, a stadium to powinno być osiągnięte drogą etapowej rozbudowy, przy czym pierwszy etap powinien być tak zaprojektowany, żeby odpowiadał potrzebom ruchu w pierwszym dziesięcioleciu istnienia dworca.

Przy projektowaniu współczesnych dworców lotniczych zwraca się uwagę przede wszystkim na przepływ strumienia pasażerów i ich bagażu. Strumienie te przepływać powinny bezkolizyjnie, po możliwie najkrótszych i najprostszych drogach, a drogi podróży powinny być oddzielone od dróg przepływu ich bagażu, pod warunkiem spotkania się tych dróg na krótko w odprawie celnej.

Podane w skrócie ogólne zalecenia do projektowania dworców lotniczych są w zasadzie jedynym materiałem pomocniczym przy ustalaniu założeń i określaniu koncepcji architektonicznej.

Wszystkie próby syntetyzowania i ustalania uniwersalnych schematów i wzorów na typowe wielkości (długości lad celnych, ilości boksów WOP, wielkości hali, poczekalni, restauracji itp.), występujące w dworcach lotniczych są w zasadzie wyprowadzane na nieprzekonywających przesłankach. Najnowsze opracowania tego typu z roku 1957, wykonane przez Niemców, już w czasie opracowywania traciły na aktualności z powodu nowych potrzeb i założeń, związanych z postępowaniem technicznym. Autorzy zastrzegają się zresztą już na wstępie, że wszystkie dane zostały oparte na analizie pracy istniejących dworców europejskich. Jak wiadomo, w pierwszym dziesięcioleciu okresu powojennego, nowych, w pełni nowoczesnych i stałych dworców w Europie nie budowano, ograniczając się jedynie do większej lub mniejszej modernizacji starych, drogą przebudowy lub rozbudowy.

¹⁾ W artykule o nowym, międzynarodowym dworcu lotniczym w Warszawie, bez wątpienia będzie interesujące dla Czytelników znaleźć kilka informacji o zatwierdzonym do realizacji projekcie Centralnego Dworca Lotniczego Domodiedowo pod Moskwą. W zasadzie stolica Związku Radzieckiego (obok dwóch wymienionych w tabeli) ma jeszcze lotnisko w Bykowie. Wszystkie one leżą w dość znacznej odległości od granic Moskwy. Centralny Dworzec Lotniczy zlokalizowano niedaleko od śródmieścia. Będzie on mógł w ciągu godziny rozładować i załadować 14 wielkich samolotów. Stanie tu ponad 300-metrowy budynek dla obsługi pasażerów oraz dwa wieżowce 12-piętrowe. Prócz pomieszczeń funkcjonalnych i instytucji zaplecza, CDL pomieści restaurację na 500 osób, kino, świetlice oraz hotel na blisko 600 osób. Parking samochodowy obliczono na 900 wozów. Nowy dworzec będzie połączony tunelami z mieszczącym się obok lotniskiem dla śmigłowców pasażerskich. Budowa Centralnego Dworca ma być ukończona w bież. roku.

Prawdziwie nowoczesne i całkowicie nowe dworce pojawiły się w Europie dopiero w okresie ostatniego roku. Do nich należy zaliczyć dobry funkcjonalnie dworzec w Wiedniu, znajdujący się w stadium wykończenia wielki dworzec w Paryżu — Orly, a następnie takie dworce jak w Kopenhadze, Nicei lub Fiumicino pod Rzymem (lotnisko „Leonardo da Vinci”).

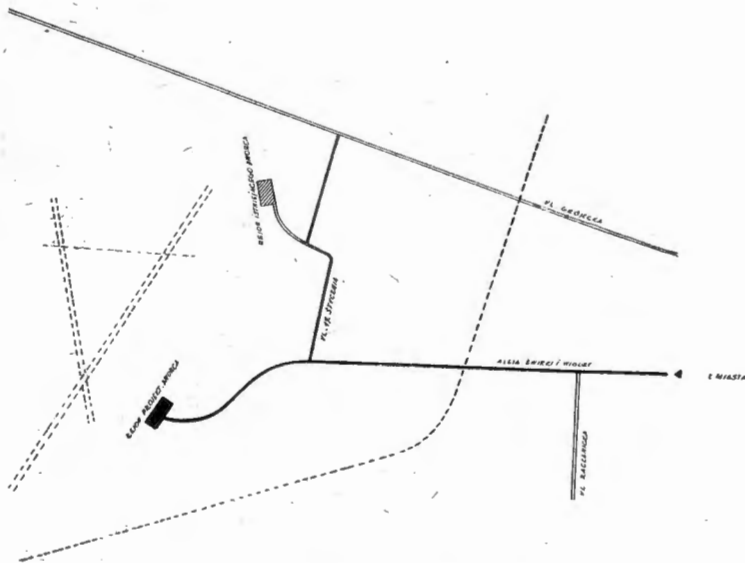
W takich warunkach podjęcie decyzji budowy Centralnego Portu Lotniczego dla Warszawy, a na jego terenie Międzynarodowego Dworca Lotniczego, było zadaniem odpowiedzialnym i wymagało przeprowadzenia obszernych studiów i analiz. Kiedy w 1959 roku zapadła decyzja

organizacyjne w trzech skomunikowanych ze sobą blokach (rys. 4 i 5):

Tabela 1

Ruch pasażerski osób/godz	Relacja	Szczytowe nasilenie ruchu pasażerskiego ¹⁾						
		Dworzec lotn. w Warszawie		Amsterdam — Schiphol	Dworce lotnicze pod Moskwą			
		1960 r.	po 1963 r.		1960 r.	Wnukowo	po rozbudowie Szeremietjevo	wg projektu Centr. Dworca Lotniczego Domodedowo
rozkładowy	Zagr.	150	500	przylot — 250	950	700	2000	3000
				odlot — 250				
	Kraj.	100	200	przylot — 200				
				odlot — 200				
przygodny (turystyczny, świąteczny itp.)	nieustalony		200				1000	

¹⁾ Dane dla szczytowego nasilenia ruchu pasażerskiego w godzinie dla obecnego dworca okęckiego wyliczone zostały szacunkowo, na podstawie rozkładu lotów; cyfra największego, rozkładowego nasilenia pasażerów w ruchu krajowym M.D.L. nie stanowi sumy osób, przybywających i odlatujących; wynika to z założeń projektowych. Cyfra dla dworca Schiphol pod Amsterdamem — podana przez holenderskie linie KLM. Odpowiada statystycznemu maximum z dnia 2.X.1960 r. Dane dla dworców moskiewskich zaczerpnięto z czasopisma „Grażdanskaja Awiacija”.



Rys. 1. Szkic wyjaśniający lokalizację obecnego i nowego dworca lotniczego na Okęciu

w tej sprawie, przystąpiono niezwłocznie do opracowania założeń dla dworca, po czym — w wyniku konkursu — uzyskano projekt szkicowy nowego, Międzynarodowego Dworca Lotniczego na Okęciu.

Po analizie warunków istniejących i planowanej rozbudowy dróg startowych, lokalizacja nowego dworca została ustalona na przedłużeniu Al. Żwirki i Wigury, w kierunku na południowy-zachód od istniejącego rejonu dworcowego (rys. 1). Nową lokalizację dworca charakteryzuje nie tylko celowość ze względu na walory funkcjonalne, ale również stwarza wyjątkowo atrakcyjne warunki krajobrazowe wzdłuż Al. Żwirki i Wigury i jej przedłużenia (około 1,5 km) wraz z najbliższym otoczeniem budynku, dzięki istniejącej i zachowanej w projekcie konkursowym pięknej

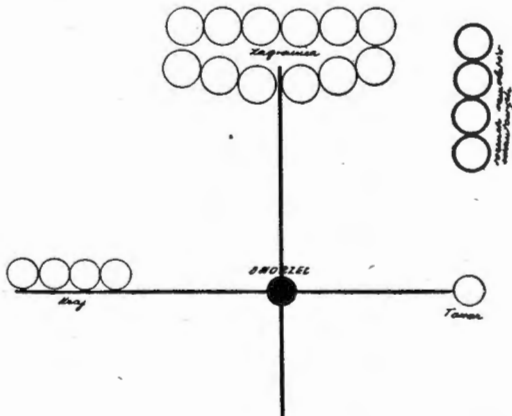
- a) blok dworca pasażerskiego zagranicznego i krajowego,
- b) blok techniczno-administracyjny,
- c) blok dworca towarowego i pocztowego (zagranica i kraj, patrz schemat rozbudowy dworca).

Zadania dworca pasażerskiego i towarowo-pocztowego są skrajnie różne i nie mają ze sobą bezpośrednich powiązań funkcjonalnych, stąd w projekcie znalazły się one w dwóch skrajnych częściach budynku. Blok techniczno-administra-

Tabela 2

Ruch załadunkowy	Relacja	Szczytowe nasilenie załadunku ²⁾				
		Dworzec lotn. w Warszawie		Amsterdam — Schiphol	1960 r.	
		1960	po 1963 r.			
bagażowy ton/godz	zagr.	5	$\frac{3}{2}$	22	$\frac{18}{4}$	19
	kraj.					
towarowy ton/dobę	zagr.	4	2,5	43	$\frac{25}{18}$	127
	kraj.		1,5			
pocztowy ton/dobę	zagr.	2,6	$\frac{2,3}{0,3}$	16	$\frac{10}{6}$	13
	kraj.					

²⁾ W braku danych statystycznych — szczytowy załadunek bagażu w godzinie wyprowadzono z cyfry dopuszczalnego dla lotów pasażerskich obciążenia samolotu po 20 kg na osobę. Liczbę, dotyczącą załadunku w kilogramach na dobę, obliczono wychodząc z danych statystycznych: dla dworca Okęcie — jako średnią ze szczytu sierpnia 1960 r., dla Schiphol — z sumarycznych danych rocznych 1960 r.



Rys. 2. Podstawowy schemat sytuacyjny

zieleni o charakterze parkowym. Nowy odcinek wydłużonej Al. Żwirki i Wigury doprowadza ruch kołowy miejski i indywidualny pod budynek dworca (rys. 3). W bezpośrednim sąsiedztwie dworca zlokalizowano parkingi, zapewniając możliwość ich znacznej rozbudowy. Wykorzystanie płyty postoju samolotów dla funkcjonalnego powiązania z dworcem rozwiązano w kilku alternatywnych schematach sytuacyjnych (rys. 2).

Zróznicowane wielorakie funkcje, występujące w tego typu budynkach, udało się w projekcie konkursowym usystematyzować, grupując je w trzy samodzielne zespoły



Rys. 6. Przekrój poprzeczny przez halę pasażerską z pokazaniem drogi pasażerów (górne punkty) i drogi bagażu (dolne kreski)

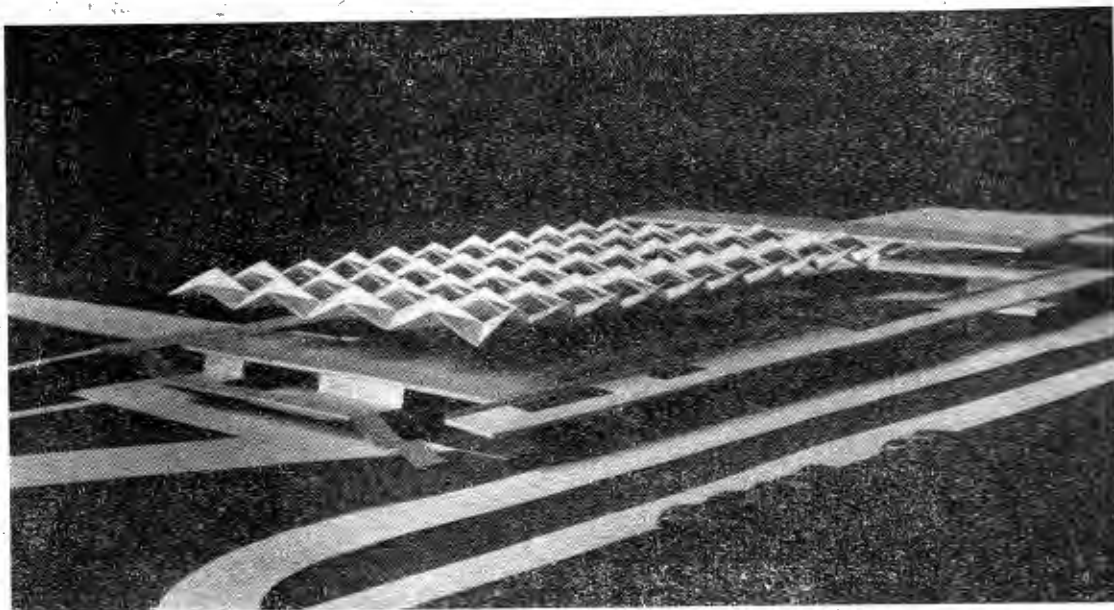
nego bloku hali pasażerskiej, przy czym akcent ten powinien nosić cechy szczególnej lekkości. Pierwszy warunek został spełniony — najwyższy poziom (poza halą pasażerską) sięga około 8 m przy łącznej długości budynku około 170 m. Natomiast drugi, trudniejszy warunek zaakcentowania części pasażerskiej, uzyskano przez zaprojektowanie przestrzennego „ażurowego” dachu, pokrywającego na wysokości 12 m całą powierzchnię hali pasażerskiej (patrz fotografia modelu — rys. 7). Wrażenie ażuru tej wielkiej powierzchni, liczącej około 4000 m², uzyskano

dzięki zaprojektowaniu układu naprzemianległych świetlików górnobocznych o kształcie rombów. Układ takiego doprowadzenia światła dziennego wynikał z konieczności doświetlenia światłem dziennym wnętrza hali, której wymiary w rzucie poziomym wynoszą okragło 50 × 80 m.

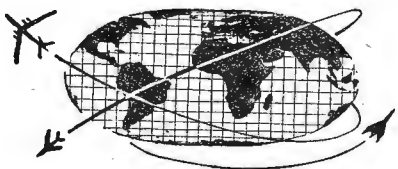
Obok problemów obsługi pasażerów oraz zadośćuczynienia potrzebom techniczno-administracyjnym ruchu lotniczego, istnieje jeszcze problem uwzględnienia drugiej grupy ludzi, korzystających z dworca lotniczego. Są nimi osoby odprowadzające i zwiedzające port i dworzec. Dla

nich przeznaczono prawie całe I piętro w hali pasażerskiej. Zostały tu zlokalizowane poczekalnie, kawiarnie, restauracje, a na zewnątrz, od strony płyty (również na poziomie I piętra, połączone z wnętrzem), szerokie tarasy widokowe, o długości około 100 mb, z których będzie można obserwować wyjątkowo atrakcyjne widokowo jakim jest praca w nowoczesnym porcie lotniczym.

To krótkie omówienie ogólnych zagadnień projektowania współczesnych, międzynarodowych dworców lotniczych — naświetla problemy stojące przed ludźmi zajmującymi się tą wąską specjalnością, która kryje w sobie perspektywę olbrzymiego rozwoju — wobec zbliżających się możliwości dokonywania podróży powietrznych o zasięgu prawie nieograniczonym.



Rys. 7. Widok z lotu ptaka — makieta



NOWOŚCI TECHNICZNE

SAMOŁOT NAPĘDZANY SILNIKAMI Z WIRUJĄCYM TŁOKIEM

Firma Curtiss-Wright (USA) buduje turystyczny samolot pionowego startu X-200, który będzie napędzany czterema silnikami typu Wankla skonstruowanymi przez tę samą firmę. Silniki będą zabudowane w kadłubie samolotu i będą napędzać cztery śmigła, zamocowane w sposób przechylny na wysięgnikach; wysięgniki te mają wytwarzać, przy więk-

szymi prędkościami lotu, znaczną część siły nośnej. W czasie startu i lądowania osie śmigieł będą ustawiane pionowo, w czasie przelotu — pod pewnym kątem do poziomu, dzięki czemu będzie istnieć pionowa składowa ciągu śmigieł zwiększająca (głównie przy mniejszych prędkościach) doskonałość samolotu. Silniki, wyposażone w sprężarki doła-

dowujące, będą rozwijać na wysokości 1500 m lub w temperaturze otoczenia 38 °C moc 600 KM, a ich zużycie paliwa nie będzie przekraczać 0,205 kg/kMh. Każdy silnik ma napędzać za pomocą układu wałów wszystkie cztery śmigła. Samolot może latać z prędkością 640 km/h na wysokości 5000 m, a jego zasięg ma wynosić 2400 km. Warto dodać, że w przypadku zastosowania do napędu samolotu X-200 silników turbinowych General Electric T58 jego zasięg zmniejszyłby się do 1450 km.

Firma Curtiss-Wright projektuje ponadto 40-miejscowy samolot pasażerski napędzany czterema silnikami typu Wankla; silniki będą umieszczone w dwóch gondolach, przy czym dwa z nich będą napędzać śmigła ciągnące, a dwa — śmigła pchające.

W.K

MAŁE SAMOŁOTY CYWILNE Z TURBINOWYMI SILNIKAMI ŚMIGŁOWYMI

Francuska firma SFERMA wyposaża amerykański samolot turystyczny Beech Travelair B.95 w dwa turbinowe silniki śmigłowe Turbomeca „Astazou” o mocy 470 eKM, które zastąpiły dwa silniki tłokowe Lycoming o mocy 180 KM. Z nowymi silnikami samolot osiąga maksymalną prędkość 500 km/h, podczas gdy z dotychczasowym napędem prędkość ta wynosiła tylko 338 km/h.

Inna firma francuska — Sipa (Société Industrielle pour l'Aéronautique) — zbudowała samolot wielocelowy „Presence”, napędzany dwoma silnikami Turbomeca „Astazou”



szych prędkościach lotu, znaczną część siły nośnej. W czasie startu i lądowania osie śmigieł będą ustawiane pionowo, w czasie przelotu — pod pewnym kątem do poziomu, dzięki czemu będzie istnieć pionowa składowa ciągu śmigieł zwiększająca (głównie przy mniejszych prędkościach) doskonałość samolotu. Silniki, wyposażone w sprężarki doła-

o mocy 500 eKM. Może on służyć jako samolot pasażerski, transportowy lub sanitarny. W wersji pasażerskiej samolot „Presence” zabiera 12—14 pasażerów.

Amerykańska firma Boeing projektuje 8-osobowy samolot turystyczny napędzany czterema turbinowymi silnikami śmigłowymi Boeing lub Allison.

W. K.

PIERWSZE PRÓBY SAMOLOTU PIONOWEGO STARTU HAWKER 1127

W końcu ubiegłego roku przeprowadzono z pomyślnym wynikiem próby zawisu taktycznego samolotu pionowego startu i lądowania Hawker 1127. Jak wiadomo, samolot ten jest wyposażony w silnik typu wentylatorowego Bristol



Siddeley BS.53, który dzięki przestawialnym dyszom wylotowym może dawać zarówno ciąg, jak i siłę nośną. Długość samolotu wynosi 12,55 m, rozpiętość 7,41 m, wysokość 3,12 m.

W. K.

PRZYCZYNA WYPADKÓW SAMOLOTÓW LOCKHEED „ELECTRA”

Jak wiadomo, po pierwszych wypadkach, którym w ubiegłym roku uległy pasażerskie samoloty Lockheed „Electra”, amerykańskie biuro do spraw lotnictwa cywilnego (FAA — Federal Aviation Agency) wydało nakaz ograniczenia prędkości lotu samolotów „Electra” do 440 km/h na wysokości lotu do 4500 m. Przyczyną wspomnianych wypadków były drgania skrzydeł, powstające przy większych prędkościach lotu i wywołane zaburzeniami w pracy śmigieł (zaburzenia te noszą angielską nazwę „whirl mode”). Badania i obliczenia wykazały, że w samolotach musiały uprzednio na-

stać uszkodzenia gondol silnikowych, powodujące zmniejszenie ich sztywności, co umożliwiło przeniesienie się drgań na skrzydła. Uszkodzenia gondol były prawdopodobnie wywołane wielokrotnymi „twardymi” lądowaniami. Zakłady Lockheed opracowały program przeróbek znajdujących się w eksploatacji samolotów „Electra”, który został zgłoszony do FAA do zatwierdzenia. Koszty tych przeróbek, obejmujących 136 samolotów, określa się na 25 milionów dolarów.

Z.

„SYMULATOR” BOMBOWCÓW

Amerykański latający cel Ryan Q-2C „Firebee”, napędzany turbinowym silnikiem odrzutowym Continental J69-T-29 o ciągu ok. 700 kG, ma być zastosowany jako „symulator” bombowców służący do zmylania obrony przeciwlotniczej przeciwnika. Dzięki zaopatrzeniu go we wzmacniacz fal elektromagnetycznych jego „echo radarowe” odpowiada „echu radarowemu” bombowca B-52.



Również pod względem natężenia promieniowania podczerwonego „Firebee” może naśladować bombowce — umożliwiają to umieszczone na końcach skrzydeł źródła promieniowania podczerwonego.

W. K.

NOWOŚCI PATENTOWE

O sprawach patentowych słów kilka

„Patent”, „prawo patentowe”, „ochrona praw własności przemysłowej” — były to do niedawna pojęcia dość obce technikowi i inżynierowi, zatrudnionemu w przemyśle polskim. W nieustannym toku pośpiesznej rozbudowy przemysłu, realizując plany powiększające ilości typów, gatunków i asortymentów wyrobów — nie zastanawiano się nad tym, czy dany produkt nie narusza obcych praw patentowych, nie myślano o tym, że niezabezpieczona patentem techniczna myśl polska może być wykorzystana przez firmy zagraniczne. Doszło nawet do takich paradoksów (jak to przytoczył na naradzie w sprawie postępu technicznego inżynier z OKL, a zarazem rzecznik patentowy branży lotniczej) — że polskie rozwiązanie konstrukcyjne (z wyrobu eksportowego) zostało opatentowane za granicą i na swój własny wynalazek trzeba było wykupić obce prawa patentowe.

Ministerstwo Przemysłu Ciężkiego, pragnąc uzdrowić istniejący stan rzeczy, jeszcze przed dwoma laty wydało okólnik, w którym polecono zakładom zanalizować dotychczasową produkcję i konstrukcję planowanych prototypów z uwagi na wymogi ochrony cudzych i własnych praw patentowych. Przeprowadzona analiza, uzupełniona równolegle zapoznaniem się z tematyką chronioną przez Urzędy Patentowe, miała doprowadzić do uregulowania sprawy przestrzegania przepisów w zakresie ochrony prawa własności przemysłowej w resorcie przemysłu ciężkiego.

Lecz wyobraźmy sobie, że — realizując polecenie — przedstawiciel WSK-Wrocław pragnął przekonać się, czy opracowana w zakładzie dokumentacja prototypów pompki-przedziałniczych nie narusza cudzych patentów. I tu powsta-

wała kolosalna trudność. Urząd Patentowy dysponował klasyfikacjami różnych krajów, nie przystosowanymi do wykorzystania przez polskiego technika: były bowiem w różnych językach, nie zestawiono odpowiedników narodowych symboli klasyfikacji itp. Tak było jeszcze wczoraj.

Dziś jednak — z inicjatywy chemików, którzy zagarniają ponad połowę patentów polskich — ujrzał światło dzienne „Klucz klasyfikacji patentowej”. Klucz ten, opracowany przez zespół rzeczoznawców i ekspertów Stowarzyszenia Naukowo-Technicznego Inżynierów i Techników Przemysłu Chemicznego, a wydany przez to Stowarzyszenie wspólnie z Ministerstwem Przemysłu Chemicznego, przeznaczony jest dla służby wynalazczości pracowniczej i informacji patentowej.

Po przedmowie prezesa Urzędu Patentowego, prof. Muszyńskiego, zamieszczono rozważania poświęcone organizacji źródeł informacji dla śledzenia osiągnięć technicznych chronionych lub mających być pod ochroną patentową. Następny rozdział omawia rolę i znaczenie klasyfikacji w pracach przemysłowej służby wynalazczości. Rozdział ten porusza następującą tematykę: dlaczego i jak należy klasyfikować; zasady niemieckiej klasyfikacji patentowej przyjętej u nas; klasyfikacja w Austrii, Holandii, Szwajcarii, Stanach Zjednoczonych, Anglii i Francji; zasady i znaczenie klasyfikacji międzynarodowej.

Trzeci rozdział na 60 stronach zawiera skorowidz alfabetyczny klasyfikacji patentowej, przyjętej w Polsce.

Ostatnią, najobszerniejszą część wydawnictwa (285 stron) stanowią tabele wzajemnego odnośnienia klasyfikacji patentowej różnych krajów do układu niemieckiego, stosowanego w Polsce. Tabele te pozwalają dokonać w sposób ułatwiony i możliwie szybki poszukiwania źródeł informacji technicznej. Rubryki tabel zawierają charakterystykę klas patentowych układu przyjętego w Polsce, symbol odnośnej klasy i podklasy oraz symbole — odpowiedniki klasyfikacji innych państw, a mianowicie: ZSRR, NRD/NRF, CSRS, Węgier, USA, W. Brytanii, Francji, Austrii, Szwajcarii, Jugosławii,

Szwecji, Norwegii, Danii, Finlandii i Australii. Dzieło Stowarzyszenia Chemików — jak pisze w przedmowie prof. Muszyński — stanowi „pozycję fachowej literatury, mającej na celu szerokie otwarcie drzwi do ułatwionego poznania wielu cennych informacji o osiągnięciach światowej techniki”.

Wydawnictwo formatu A4, druk na rotapracie, cena 220 zł; do nabycia (do użytku służbowego) w SNTL i TPCiHem., Warszawa, ul. Czackiego 3/5.

Z.



na półkach księgarskich

Wojskowy Przegląd Lotniczy. Miesięcznik wydawany przez Dowództwo Wojsk Lotniczych.

Zeszyt XI. Listopad 1960 — J. Czownicki, w artykule „Aktualne problemy współczesnego lotnictwa” omawia obecny stan techniki lotniczej i wyposażenia wojsk lotniczych, zastosowanie i taktykę lotnictwa oraz zabezpieczenie działań lotniczych. L. Długosz pisze o przenośnych nawierzchniach lotniskowych. T. Burakowski i A. Sala, w kolejnym artykule monograficznego cyklu „Rakiety, bomby i pociski kierowane klasy powietrze-ziemia” omawiają kierowane bomby lotnicze beznapędowe, uskrzydłone i nie uskrzydłone, oraz kierowane bomby lotnicze uskrzydłone z napędem odrzutowym, wśród nich japońskie bomby samobójcze z okresu minionej wojny (zapowiedziany d.c. cyklu). A. Perepeczko przypomina o 50-leciu lotnictwa pokładowego, datującego się od startu E. Eylego na dwupłatcu Curtissa z pokładu krążownika „Birmingham” 14 listopada 1910 r. S. Skalski omawia natomiast 5-lecie bońskiej Luftwaffe; 62 tys. osób personelu, 512 samolotów, 3 skrzydła myśliwskie, 5 myśliwsko-bombowych, 2 rozpoznawcze, 2 transportowe i jednostka pocisków kierowanych — oto obecne siły spod znaku czarnego krzyża. Wśród 26 pozycji działu „Nowości lotnicze”, m.in. informacje o budowie nowego lotniska w centrum Moskwy, reflektory do wykrywania okrętów podwodnych przez samoloty, problemach pokonywania bariery cieplnej, światowe dane statystyczne o lekkich samolotach... W dziale „Nowości wydawnicze” ostra krytyka książki mgr inż. S. Pileckiego „Lotnictwo — mała encyklopedia”, pochwała „Małego słownika astronautycznego” G. Thora i O. Wotzka, wreszcie omówienie czterdziestego rocznika (1959) amerykańskiego wydawnictwa „The Aircraft Year Book”.

Magazyn Racjonalizatora Lotnictwa. Wydawca: Instytut Lotnictwa.

Nr 9. Wrzesień 1960 — Na wstępie pierwszy odcinek artykułu „Nadźwiękowy myśliwiec o nie spotykanym układzie”, poświęcony angielskiemu myśliwcowi dla lotniskowców i samolotowi szturmowemu De Havilland „Sea Vixen”. Dalej krótkie informacje o nowych lekkich wodnopłatowcach i pierwszym towarowym odrzutowcu Boeing 735. W dziale „Konstrukcje silników” W. Korzdziński pisze o silnikach do samolotów pionowego startu, samolotów pasażerskich o prędkościach przydźwiękowych i samolotów nadźwiękowych, a J. Jarosiński o silnikach raketowych pocisku „Polaris”. W dziale „Technologia” J. Galas zaznacza z zastosowaniem tytanu w budowie płatowców i silników lotniczych, A. Ciszewski i T. Radomski z nową amerykańską metodą obróbki gładkościowej, tzw. „ultrafinish”, wreszcie L. Bucki pisze o klejach konstrukcyjnych do łączenia drewna. Odnotowano także dwa nowe stopy żaroodporne „Sila” i „Piroferal” opracowane w Instytucie Technologii i Materiałów w Brnie. Numer zawiera dalszy ciąg artykułu „Sterowanie i zasilanie silników odrzutowych” oraz dokończenie artykułu o samolotach firmy Marcel Dassault.

Nr 10. Październik 1960 — „Pełzający śmigłowiec” przedstawiony na początku numeru — to interesująca niemiecka konstrukcja, przeznaczona do wstępnego szkolenia pilotów śmigłowców, Bō-102 „Hell-Trainer”. W wiadomości o nowej wersji Boeinga „Stratofortress” B-52G informacja, że egzemplarz tego 204-tonowego giganta kosztuje ok. 10 mln dol.! W dziale „Konstrukcje silników” początek artykułu A. Kuleszy „Instalacje olejowe lotniczych silników turbinowych” i omówienie nowej wersji najlepszego i najpotężniejszego brytyjskiego turbinowego silnika śmigłowego Rolls-Royce Tyne o mocy porównawczej 5730 KM. Kilka innych nowości w „Aktualnościach silnikowych”, m.in. problem uszczelnia-

nia tłoża wirującego Wankla. Dział „Osprzętu” zajmuje omówienie przekaźników tensometrycznych w zastosowaniu do rurki Bourdona, a wśród aktualności zanotowano nowy typ wysokościanierza radioaktywnego. W obszernym dziale „Technologii” A. Ciszewski i T. Radomski piszą o molibdenie jako metalu ery raketowej. Omówiono tu też szeroko mechanizację wykonywania promieni przejściowych na zamkach wirników silników odrzutowych oraz zagadnienie podwyższenia jakości i trwałości małych wysokoobrotowych łożysk kulkowych. Numer zawiera zakończenia artykułów o samolocie „Sea Vixen” i o klejach do drewna.

Skrzydła Polska — W okresie październik-grudzień, 1960 (nr 43-50), popularny tygodnik lotniczy jak zwykle wiele miejsca poświęca lotnictwu sportowemu i dziejom polskiej myśli lotniczej.

Wybija się szereg artykułów o współczesnych silnikach lotniczych: radzieckich silnikach raketowych na paliwo płynne (nr 45), silnikach strumieniowych i radzieckich silnikach turbodrzutowych (nr 48), wreszcie o poszukiwaniach konstruktorów najlepszego umieszczenia silników odrzutowych na wielkich płatowcach (nr 44). Informacje o czechosłowackich doświadczeniach nad nowym urządzeniem służącym do zwiększenia wyporu na skrzydle, tzw. „zawirowacz” (nr 46), o nowym radzieckim szybowcu wyczynowym A-15 (nr 50) i o stosowanych na świecie obecnie spadochronach nowej konstrukcji (nr 43) — wyczerpują tematykę techniczną. Pozycje „do czytania” i do oglądania reprezentuje reportaż z próbnego startu polskiej dwustopniowej rakiety cywilnej z ładunkiem użytecznym MR-2P (nr 44), przegląd współczesnych chińskich samolotów (nr 49), rozmowa z Nikołajem Kamowem o jego konstrukcjach śmigłowców (nr 45) i artykuł o 124 samolotach konstrukcji Andrzeja Tupolewa z lat 1923-1960 (nr 45-46) oraz reportaże z portów lotniczych Zurichu, Bazylei (nr 43) i Rzymu (nr 46), z okazji nowych połączeń LOTu.

Przegląd Lotnictwa Cywilnego. Miesięczny dodatek „Skrzydła Polski”.

Nr 20. Październik 1960 — Artykuł B. Kalestyńskiego nosi tytuł: „Warszawa — lotniczy pępek Europy?”. Szczegółowe rozważania zmuszają autora do negatywnej odpowiedzi na tytułowe pytanie, aktualne w związku z budową nowego portu lotniczego w Warszawie. W. Litwinowicz pisze o przewozach pocztowych i towarowych jako o nowym źródle dochodów w transporcie lotniczym.

Nr 21. Listopad 1960 — Interesujący artykuł o problemach ekonomicznych produkcji komunikacyjnych samolotów nadźwiękowych oraz informacja o zastosowaniu maszyn matematycznych do kontroli ruchu lotniczego.

Nr 22. Grudzień 1960 — J. Serafin pisze o trudnych zagadnieniach walki z hałasem w eksploatacji samolotów ponadźwiękowych niedalekiej przyszłości.

Zeszyty Instytutu Lotnictwa. — Nr 3. 1960 r., zawiera streszczenia i adaptacje następujących prac autorów zagranicznych:

D. Fiecke „Zagadnienia aerodynamiczne w rozwoju skrzydeł od pod- do nadźwiękowych”. D. Royston „Układy hydrauliczne stosowane w samolotach o dużej prędkości”. „Przykłady obliczania prędkości krytycznej usterzenia pionowego z uwzględnieniem skłóconej szywności giętności kadłuba”. R. Eichhorn i T. F. Irvine „Opis czułego mikromanometru”. W. Z. Cejlin „O ocenie plastyczności stopów żarowytrzymałych w czasie próby długotrwałego rozciągania” i Ch. S. Barret „Kruchość w niskich temperaturach”. Zm.

KRONIKA

Realizujemy Uchwałę IV Plenum KC PZPR

W lipcu ub. r. w Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego w Rzeszowie odbyła się narada nad postępem technicznym. Była to ostatnia z narad branżowych, zaplanowanych w polskim przemyśle lotniczym przez Zarząd Sekcji Lotniczej i Zarząd Koła SIMP przy Zjednoczeniu Przemysłu Lotniczego. W naradzie wzięli udział aktywni technicy i simpowscy WSK Rzeszów oraz przedstawiciele, przybyli z innych zakładów lotniczych. Ogółem w obradach uczestniczyło 41 osób. Opracowany przez aktywny zakład rzeszowski podstawił referat wygłosił inż. Bednarczyk, po czym nastąpiły wypowiedzi przedstawicieli WSK Kraków i WSK Gorzyce.

W wypowiedziach i dyskusji podnoszono konieczność oparcia prac konstrukcyjnych jedynie o silne i wciąż rozbudowywane biura zakładowe, natomiast — jeśli chodzi o przeprowadzanie badań i prac naukowych — należy wykorzystać potencjał Instytutu Lotnictwa. Dawano wyraz opiniiom, że nakłady na postęp powinny być zwiększone, a prace rozpoczęte — powinny być kontynuowane i zakończone.

Wygłoszono również ważne uwagi, dotyczące organizacji zapewniającej szybkość i efekty pracy oraz poddano krytyce przyjmowanie robót obcych, często ze szkodą dla realizacji zadań lotniczych. Po kilkugodzinnej dyskusji plenum narady uchwaliło wnioski, przedłożone przez komisję wnioskową.

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

HYDROMECHANIKA

- 46* 533.6.65 : 533.6.011.55 ILot
Lick W.: Inviscid flow of a reacting mixture of Gases around a blunt body. Przepływ nielepki reagującej mieszaniny gazów wokół ciała tępego. *J. Fluid Mech.*, 1960, t. 7, cz. 1, s. 123-144, rys. 13, poz. bibl. 7.
Podano ogólny sposób postępowania przy obliczaniu szczegółów swobodnego nielepkiego przepływu gazów doskonałych wokół ciała tępego, włączając zjawisko skończonych szybkości dysocjacji i rekombinacji. Podano szereg przykładów liczbowych w celu zastosowania rachunku do przypadków szczególnych i również, aby wykazać skutki skończonych czasów reakcji na przepływ wokół ciała tępego. J. Nikol.

- 47* 533.697.4 : 621.45 ILot
Landsbaum E. M.: Contour nozzles. Kontury dysz wylotowych. *ARS J.*, 1960, t. 30, nr 3, s. 244-250, rys. 11, tabl. 4, poz. bibl. 20.

Przedstawiono kilka konturów przekroju wzdłużnego dysz w przypadku gazu idealnego o wykładniku izotropy $k=1,22$. Dla każdej określonej liczby Macha na wylocie z dyszy przyjmowano wartość kąta dyszy równą 95% maksymalnej. Obliczone kontury były następnie skracane przez obcięcie. Powierzchnie boczne części zwiększającej się, współczynnik ciągu oraz długości obciętych dysz zostały porównane do podobnych wielkości dla dyszy stoiskowej, o kącie rozwarcia stożka 30° i tym samym polu powierzchni przekroju wylotowego. Podano proste obliczenia wymiany ciepła przez ścianę dyszy. A. Kowalewicz.

- 48* 533.695.6 ILot
Clarke J. H.: The forces on wing-fuselage combinations in supersonic flow. Siły działające na układ skrzydło-kadłub w przepływie nadźwiękowym. *J. Fluid Mechanics*, 1960, t. 3, cz. 2, s. 210-226, poz. bibl. 17.

Rozważa się opór, wypór, rozkłady wyporu wzdłuż rozpiętości i wzdłuż ciężewy oraz momenty skrzydła. Uwzględnia się wszystkie dotychczasowe metody i wyniki, łącznie z tablicami, które dotyczą zagadnienia interferencji skrzydła z kadłubem, a następnie zostają użyte w zależności przepływu odwróconego dla dokonania posiadanych zmian w wyrażeniach określających siłę za pomocą wprowadzenia skrzydeł lub kadłubów opływanych odwrotnie. Wykazano, że siły aerodynamiczne mogą być określone z rozwiązaniem dla ciśnienia jedynie na powierzchni kadłuba w obszarze zależności od skrzydła, przy czym obszar ten został wybrany ze względu na łatwość obliczenia. J. Nikol.

MECHANIKA LOTU

- 49* 533.6.054 : 629.135.4 ILot
Sarsted G. J., Coles A. V.: The development and flight testing of helicopters. Rozwój i badania śmigłowców w locie. *J. Royal Aeron. Soc.*, kwiecień 1960, t. 64, nr 592, s. 211-219, rys. 10, poz. bibl. 4.

Przegląd zagadnień, towarzyszących naziemnym i lotnym badaniom pierwowzorów śmigłowców opracowany w oparciu o doświadczenia zebrane w czasie opracowywania dwuwirnikowego śmigłowca turbinowego Bristol 192. Praca zawiera opisy stoisk laboratoryjnych i podaje szereg wskazówek odnośnie programów badań. R. Witkowski

- 50* 533.6.013 : 629.13.042 ILot
Korsak K.: Trajectories of objects ejected from aircraft. Trajektorie przedmiotów wyrzucanych z samolotu. *Canad. Aeron. J.*, 1960, t. 6, nr 1, s. 3-9, rys. 8, poz. bibl. 6.

Metoda obliczania trajektorii wyrzucanych foteli czy zasobników z pilotem — prowadząca do analitycznych rozwiązań warunków, potrzebnych dla uniknięcia zderzenia z usterzeniem opuszczanego samolotu. Zastosowanie metody ograniczono do wyrzucania z bardzo szybkich samolotów. Obejmuje ona trajektorie przedmiotów wyrzucanych przy pomocy rakiet z samolotu przy symetrycznym locie na różnych wysokościach i różnych pochyleniach lotu oraz różnych przyspieszeniach normalnych. Prócz ogólnego przypadku, wymagającego rozwiązania przy pomocy metody „krok za krokiem” lub przy pomocy maszyn elektronowych, podano ogólne rozwiązanie szczególnego przypadku, gdzie przyjęto stałe współczynniki sił aerodynamicznych i ciągu. Z. Brodzki

- 51* 533.6.013.42 ILot
Woodridge M. J.: Aeroelastic criterion for leading edge stiffness. Aeroprężyste kryterium dla sztywności brzożu natarcia. *Aircraft Engng.*, lipiec 1960, t. 32, nr 377, s. 192-194, rys. 3.

Przedstawiono komplet wykresów na jednej karcie dla ułatwienia określenia krytycznej sztywności dwiergencyjnej dla prostego lub skośnego brzożu natarcia powierzchni nośnej. Kryterium to podano w intencji pomocy przy wstępnej pracy projektowej i może dotyczyć również innych materiałów niż przytoczone. Aby uwzględnić skutki grzania kinetycznego, przyjęto temperaturę materiału identyczną z temperaturą warstwy przysięennej, przylegającej do tegoż. J. Nikol

- 52* 533.6.054 : 532.526 ILot
Nes W.: Ergebnisse von Grenzschichtmessungen im Segelflugzeug. Wyniki badań warstwy przysięennej na szybowcu w locie. *Thermik*, 1960, r. 12, nr 2, s. 50-53, rys. 7.

Pomiary warstwy przysięennej na profilach umieszczonych na szybowcu wykonującym lot. Dzięki przeprowadzonym systematycznym pomiarom, zdobyto nowe dane, dotyczące struktury warstwy przysięennej i — co jest bardzo interesujące — będące częścią wo w sprzeczności z teorią warstwy przysięennej profesora Prandla. J. Nikol.

AERODYNY

- 53* 629.135.9 ILot
Jackson R. P., Southcote M. F.: Potential of the air-cushion vehicle. Możliwości samolotu z „poduszką powietrzną”. *Aero-space Engng.*, 1960, t. 19, nr 3, s. 40-47, 65, rys. 12, poz. bibl. 9.

Przedstawiono zapotrzebowanie mocy, wpływ szczeliny i ciężar konstrukcji w zależności od ładunku. „Poduszka powietrzna” daje różne przewagi nad pojazdami naziemnymi i samolotami. Powstaje możliwość poruszania się po obszarach bagnistych lub pokrytych śniegiem, lodem lub po wodzie. Ważnym zagadnieniem, wymagającym rozwiązania, jest układ sterowania i zapewnienia dostatecznej stateczności. Z. Brodzki

- 54* 629.135.4 ILot
Helicopter ground resonance. Rezonans przyziemny śmigłowców. *Aircraft Engng.*, luty 1959, t. 31, nr 360, s. 32-39, rys. 8.

Teoretyczne rozważania na temat zjawiska niestateczności mogącego wystąpić w śmigłowcu z przegubowymi łopatami w czasie jego pracy na ziemi. Punktem wyjścia są równania ruchu wprowadzone przez Colemana w raporcie NACA ARR No. 3G29. Autor podważa słuszność kryteriów oceny odporności śmigłowców na rezonans przyziemny wprowadzony przez Colemana w postaci „iloczynu tłumień”. R. Witkowski

- 55* 629.135.15 : 533.6.015.8 ILot
Raspel A., Gyorgyfalvy D.: Der „Phönix” — eine Lösung für optimalen Überland-Segelflugzeug. „Phönix” — rozwiązanie zagadnienia najlepszego szybowca srodlądowego. *Z. Flugwiss.*, 1960 r. 8, nr 9, s. 260-266, rys. 12, poz. bibl. 11.

Podano część wyników badań szybowca z tworzyw sztucznych „Phönix” i przeprowadzono jego porównanie z dwoma w podobny sposób przebadanymi szybowcami wyczynowymi. Pomimo niewielkiego obciążenia powierzchni i względnie małej rozpiętości skrzydeł, „Phönix” okazał się przodującym szybowcem przy termicznym przelocie naziemnym w porównaniu z dotychczas podobnie zaprojektowanymi „ciężkimi” szybowcami laminarnymi o ciasnym krążeniu wznoszącym, równowartościowym zaś przy swobodnym wnoszeniu. Wyjaśniono to nowym sposobem budowy i postępowaniem aerodynamicznym osiągniętych współczynników oporu.

CZĘŚCI AERODYN

- 56* 629.13.015.1 ILot
Conway H. G.: The landing gear of the SC-1 aircraft. Podwozie samolotu SC-1. *J. Royal Aeron. Soc.*, luty 1960, t. 64, nr 590, s. 81-86, rys. 7.

Mały doświadczalny samolot pionowego startu SC-1 zdolny jest startować zarówno pionowo, jak również w sposób zwyczajny. Jego właściwości lotne stawiają specjalne wymagania konstrukcji podwozia. Autor podaje te wymagania oraz sposób, w jaki zostały one spełnione. Podano rysunki konstrukcyjne przedniego i górnego zespo-

tu podwozia, schemat ilustrujący ich pracę oraz realizowane charakterystyki statyczne. Autor uważa, że podwozie takie zawiera rozwiązania podstawowe dla wszystkich przyszłych samolotów pionowego startu. J. Paczoski.

OSPRZĘT SAMOLOTOWY

57* 531.768 ILOT
Nowickij P. W., Presniakow P. D., Fietisow M. M.: Konstruowanie piezoelektrycznych akselerometrów s minimalnej bokowej czułości i trwałości. Projektowanie piezoelektrycznych przyspieszeniomerzy z minimalną czułością względem osi bocznych. Priboro-strojenje, 1960, nr 1, s. 15-17, rys. 6. poz. bibl. 3.

Rozważaniom poddano przyczyny powstawania szkodliwych czułości przyspieszeniomerzy piezoelektrycznych względem osi, nie będących osiami pomiarowymi. Najważniejsze z nich są:

- niedokładne wykonanie szczegółów, powodujące niedokładne ustawienie czujnika,
- niedokładności usytuowania osi samego piezokwarcu,
- deformacje giętne piezokwarcu wywołane wadliwym, jednostronnym zamocowaniem masy pomiarowej.

Opisana konstrukcja piezoelektryczna czujnika przyspieszeń eliminuje w poważnym stopniu analizowane usterki. J. Morawski

58* 625.13.061 ILOT
Baszta T., Nikitin G. A.: Issledowanie sil trienja plunżernych par. Badanie sil tarcia w zespole tłoczka i tulejki. Izv. Wyssh. Uchebn. Zawied., Awiacjonnaja Tiekhnika 1960, nr 1, s. 3-11, rys. 7, poz. bibl. 2.

Przeprowadzono analizę czynników, wpływających na wielkość siły tarcia w zespole tłoczek-tulejka przy wysokich ciśnieniach cieczy, przepływającej przez pierścieniową szczelinę między tłoczkiem a tulejką. Omówiono wpływ odkształceń sprężystych tulejki na rozkład ciśnień w szczelinie oraz podano wyniki badań siły tarcia tłoczka w zależności od czasu pozostawiania zespołu pod ciśnieniem i od stopnia zanieczyszczenia cieczy. W. Błocki

SILNIKI LOTNICZE

59* 621.45 ILOT
Sargent W. H., Gross R. A.: Detonation wave hypersonic ramjet. Hlperdzwiękowy silnik strumieniowy o spalaniu w fali detonacyjnej. A.R.S. Journal, 1960, t. 30, nr 6, s. 543-549, rys. 14, poz. bibl. 13.

Osiągi silnika w zakresie liczb Macha 2,5-10. Zmiany własności termodynamicznych czynnika przy przejściu przez falę detonacyjną. Obliczono osiągi silnika, tj. impuls jednostkowy, jednostkowe zużycie paliwa i sprawność termiczną. Zbadano wpływ sprawności na inne osiągi i wyznaczono optymalne położenie przekroju silnika, w którym winna ustalić się fala detonacyjna. Wykazano, że silnik strumieniowy o spalaniu deflegacyjnym posiada wyższe osiągi w porównaniu z silnikiem o spalaniu detonacyjnym, ale różnice te nie są duże. Przedyskutowano inne różnice oraz własności konstrukcyjne wymienionych silników. A. Kowalewicz

60* 621.455 ILOT
Bragg S. L.: Performance problems in large rocket engines. Problemy osiągow w dużych silnikach raketowych. J. Royal Aeron. Soc., marzec 1960, t. 64, nr 591, s. 131-140, rys. 11.

Problemy silników raketowych na paliwo ciekłe. Wykazano, że różnią się one zasadniczo od silników, czerpiących tlen z otaczającej atmosfery i że mają swoją własną specyfikę. Zagadnienia związane z budową dużych silników przeznaczonych do napędu pocisków balistycznych dalekiego zasięgu, pierwszych stopni rakiet satelitarnych itp.

W sposób bardzo popularny przedstawiono zasadnicze zagadnienia związane z paliwem, budową wtryskiwaczy, natężeniem cieplnym i chłodzeniem komory spalania, zapłonem mieszanki, niestacyjnym spalaniem i sterowaniem pracą silnika. R. Łapucha

61* 621.454 ILOT
Newton A. G.: Das Zweistromtriebwerk. Silnik dwuprzepływowy. Luftfahrttechnik, 1960, t. 6, nr 3, s. 75-79, rys. 11.

Główne cechy silnika dwuprzepływowego: ze zwiększeniem stosunku wydatku zimnego do ciepłego polepsza się jednostkowe zużycie paliwa, jednak jednocześnie wymagane odnośnie wbudowania silnika w gondoli, jak i zastosowanie urządzenia do odwracania ciągu i tłumika wywołują określone straty. Jeżeli uwzględną się wszystkie straty, związane z zabudowaniem silnika i wymagania odnośnie tłumika, to okaże się, że dla minimalnego udziału ciężaru silnika i paliwa w ciężarze samolotu istnieje wyraźny zakres optymalnego stosunku wydatku strumienia zimnego do ciepłego w zakresie 0,7÷1,1. A. Kowalewicz

Niniejszy Przegląd Dokumentacyjny zawiera jedynie część analiz dokumentacyjnych publikacji z zakresu lotnictwa. Pełna dokumentacja ukazuje się w postaci kart dokumentacyjnych wydawanych przez Centralny Instytut Dokumentacji Naukowo-Technicznej (Warszawa, Al. Niepodległości 188). CIDNT przyjmuje prenumeratę kart dokumentacyjnych, która może obejmować zarówno całą dokumentację naukowo-techniczną, jak i oddzielne jej działy lub poszczególne zagadnienia i tematy techniczne. CIDNT wykonuje (za zwrotem kosztów) fotokopie i mikrofilmy publikacji objętych zarówno Przeglądem Dokumentacyjnym jak i kartami dokumentacyjnymi.

62* 621.454 ILOT
Lewis G. M.: Bristol - Siddeley - Mantelgebläsetriebwerke mit hohem Kalt - Warmstrom - Verhältnis. Silnik dwuprzepływowy z wysokim stosunkiem wydatku zimnego strumienia do ciepłego. Luftfahrttechnik, 1960, t. 6, nr 3, s. 80-81, rys. 4.

Silnik dwuprzepływowy, posiadający wysoki stosunek wydatku zimnego do ciepłego, dzięki stosunkowo niskim średnim prędkościom wylotowym strumienia, wytwarza znacznie mniejszy hałas niż tradycyjne silniki turbinowe jednoprzepływowe. Pomimo niskiego ciągu jednostkowego, posiada on małe jednostkowe zużycie paliwa ze względu na wysoką sprawność napędową. Ciężar na 1 kg ciągu jest ponadto tak samo dobry albo lepszy niż w przypadku silnika jednoprzepływowego. A. Kowalewicz

PRODUKCJA LOTNICZA

63* 629.13.002.6 : 620.179.13 : 629.13.012.212 ILOT
Katzoff S.: The surface-tension method of visually inspecting honeycomb-core sandwich plates. Kontrola jakości płyt przekładkowych metodą termiczną. Nondestr. Testing, 1960, t. 18, nr 2, s. 114-118, rys. 5, poz. bibl. 3.

Zagadnienie doboru oraz wyniki zastosowania niektórych płynów do płyt przekładkowych. Metoda polega na podgrzewaniu jednej strony płyty i uwidacznianiu rozkładu temperatury na drugiej za pomocą odpowiednio dobranych wskaźników (płyny, farby itp.). Technika przeprowadzania badań. Wyniki prób zastosowania specjalnych płynów fluorozujących pod wpływem nadfioletowego światła - do kontroli jakości płyt tytanowych, aluminiowych oraz stalowych. Możliwość wykorzystania do tych celów barwnych płynów, badania przy świetle dziennym i specjalnych płynów, których fluorescencja w silnym stopniu zależy od wielkości temperatury, oraz proszków o bardzo dużej zależności szybkości ich sublimacji od temperatury. A. Rogulski

64* 621.95 : 629.13.002.53 ILOT
Pearson H. J.: Boring compressor - shafts. Wytaczanie wewnętrznych profili w korpusie sprężarki (rozwoj obrabiarek dla profilowego wytaczania w firmie Rolls-Royce). Aircr. Prod. 1960, t. 22, nr 1, s. 26-37, rys. 13.

Dokładność profilu wewnętrznego w korpusie sprężarki zależy od szywności niedostatecznie podpartego narzędzia. Opisano metodę obróbki, w której zastosowano wytaczadło dużej szywności z dodatkowym podparciem. Szywność tego układu pozwoliła na zastosowanie głębokości skrawania 0,30 cala (7,6 mm), zdejnowanej przy wytaczaniu profilowym stali o wysokiej wytrzymałości. (a).

65* 629.13.002.5 : 621.9.537.523.4 : 621.45 ILOT
Spark-erosion. Multiple - head instalation for machining apertures in gas - turbine blade - wings. Obróbka elektroiskrowa w zastosowaniu do obróbki kierownicy strumienia silnika odrzutowego. Aircr. Prod., 1960, t. 22, nr 1, s. 8-18, rys. 19.

Obróbka elektroiskrowa znajduje specjalne zastosowanie w odniesieniu do bardzo twardych materiałów i jest powszechnie stosowana do obróbki i remontu form odlewniczych i tłoczników. Inne zastosowania tego procesu są raczej rzadkie. Szczególnie interesujące jest więc zagadnienie, poruszone w tym artykule. Opisano w nim urządzenie do obróbki elektroiskrowej kierownicy strumienia silnika odrzutowego de Havilland. Kierownica wykonana jest ze stopu Nimonic 75, a urządzenie zastosowano w zakładach Leavenden firmy de Havilland Co. Ltd. (a).

66* 629.13.002 : 621.979 : 678.5/8 ILOT
Plastic tooling. Foremniki z tworzyw sztucznych. Aircr. Prod., 1960, t. 22, nr 3, s. 110-114, rys. 9, tabl. 3.

W pierwszej części artykułu na temat konstrukcji foremników z mas plastycznych omówiono podstawowe własności tworzyw i ich gatunki. Opisano również zalety tych tworzyw jako narzędzi do produkcji anten radarowych. W dalszym ciągu - części drugiej - opisano wytwarzanie dużych foremników i podkreślono zalety tworzywa „Rernit”, które jest dziane z włókien bawelnianych i zaimpregnowane żywicą fenolową. Daje się ono łatwo formować za pomocą zwykłych podgrzewanych narzędzi. (a).

67* 629.13.002.53 : 621.952 ILOT
Automatic drill for batch production. Automatyczna wiertarka dla małych i średnich przedmiotów. Aircr. Prod., 1960, t. 22, nr 1, s. 4-7, rys. 6.

Wiertarka z automatycznym sterowaniem o zakresie wiercenia otworów do 5/16 cala (7,94 mm) w miękkiej stali. Wiertarka jest wyposażona w głowicę sześciowrzecionową (rewolwerową). Rozwiercanie otworów cylindrycznych stożkowych jest również możliwe. Mechanizmy wykonujące są pneumohydrauliczne, a system sterowania elektryczny, nioelektroniczny, pracujący przy napięciu 24 V, co umożliwia obsługę przez własny fabryczny personel. (a).

Przy wstępnym obliczaniu projektu można przyjąć dla:
 gondoli (bez silnika) $C_x = 0,03 \div 0,15$
 dobrze ukształtowanej gondoli (dla silnika gwiazdowego o wydł.
 2÷3) $C_x = 0,10$.

Można przyjąć, że różnica między oporem gondoli rzeczywistej
 a oporem bryły (gondoli bez silnika) o kształtach takich samych
 jak gondola $C_x = 0,02 \div 0,04$.

Na opór gondoli wpływa rodzaj przepływu powietrza chłodzącego
 silnik. Wpływ ten jest pokazany na wykresie 45.

Δp jest różnicą ciśnienia powietrza przed cylindrami i za nimi,
 q jest ciśnieniem prędkości,
 K współczynnik przepustowości silnika

$$K = \frac{F_1 \lambda F}{\sqrt{\Delta p} q}$$

F_1 — przekrój strumienia przepływającego, odpowiadający wydat-
 kom powietrza chłodzącego Q [m³/sek] i prędkości lotu V
 [m/sek].

F — powierzchnia maksymalna przekroju gondoli, prostopadłego
 do osi.

Gondola silnikowa przypomina swym kształtem ciało obrotowe.
 Można obliczyć współczynnik oporu gondoli, opierając się na jej
 podobieństwie do ciała obrotowego. Należy tylko uwzględnić do-
 datkowy opór, wynikający z pewnych zniekształceń kształtu gon-
 doli, powstałych wskutek umieszczenia w niej silnika i chłodnicy:

$$C_{xg} = C_f \frac{S_b}{S_p} \eta_c \eta_M + \Delta C_{xg}$$

η_c — współczynnik uwzględniający wpływ grubości kabinki,

η_M — współczynnik uwzględniający ściśnięcie powietrza,

S_b — powierzchnia boczna kabinki.

Wzór ten — jak widać — jest bardzo podobny do podanego po-
 przednio wzoru, określającego współczynnik oporu kadłuba.

Współczynnik C_f można określić na podstawie podanego wykre-
 su 46 dla przepływu całkowicie burzliwego.
 Liczbę Reynoldsa określa się za pomocą zależności

$$Re = \frac{L_g \cdot v}{\nu}$$

Długość gondoli L_g określa się na podstawie schematu podanego
 na rys. 47.

Wydłużenie gondoli określa się na podstawie wzoru:

$$\lambda_g = \frac{L_g}{D_g}$$

lub w przypadku niekolejowego przekroju

$$\text{lub } \lambda_g = \frac{L_g}{\sqrt{\frac{4S_p}{\pi}}}$$

gdzie S_p jest maksymalnym przekrojem poprzecznym gondoli,

ΔC_{xg} uwzględnia wpływ umieszczenia silnika w gondoli,

$\Delta C_{xg} = 0,025 \div 0,030$ dla silnika chłodzonego powietrzem.

W NACA opracowano szczegółowo opory gondoli silnika gwiaz-
 dzistego w zależności od geometrii gondoli i rodzaju chłodzenia.
 Na rys. 48 podano geometrię badanej gondoli.

Uzyskane wyniki badań podano w tabeli 51.

MIESIĘCZNIK DOWÓDZTWA WOJSK LOTNICZYCH

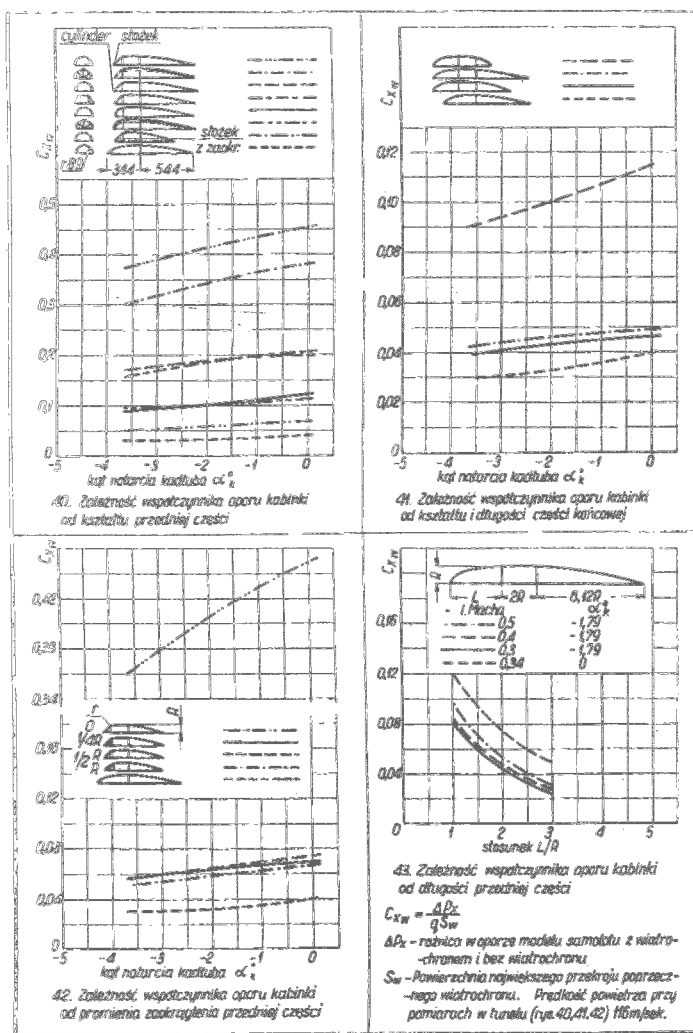
„WOJSKOWY PRZEGLĄD LOTNICZY”
 jest dostępny w prenumeracie dla osób
 cywilnych.

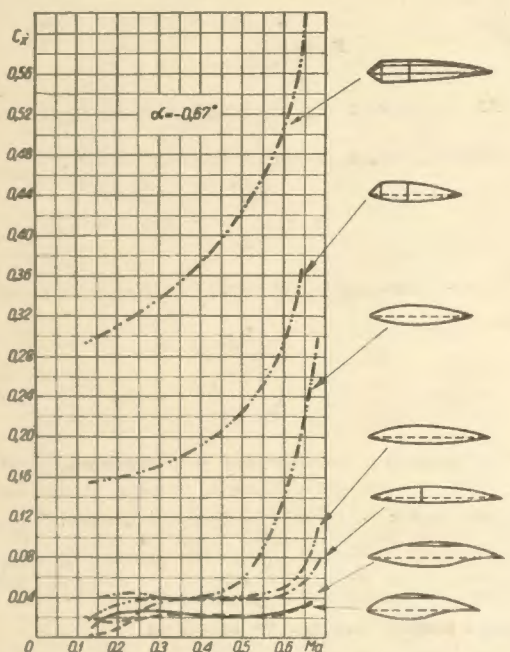
Miesięcznik ten podaje wiele informacji
 interesujących każdego, kto zajmuje się
 problematyką lotniczą.

W każdym numerze Czytelnik znajdzie
 ciekawe artykuły problemowe, omawiają-
 ce najnowsze światowe osiągnięcia we
 wszystkich dziedzinach techniki lotniczej.
 Ponadto publikowane są artykuły z takty-
 ki i historii lotnictwa oraz stałe działy
 „Nowości lotnicze” i „Nowości wydaw-
 nicze”.

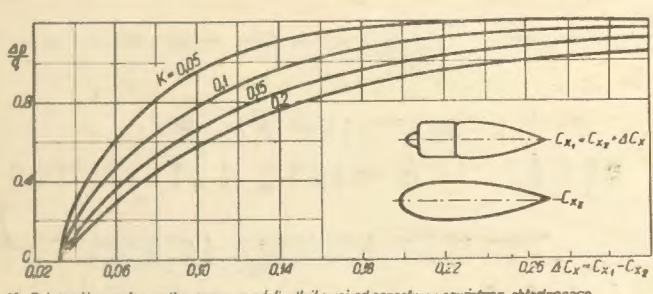
Przedpłaty na prenumeratę czasopisma **WOJSKOWY PRZEGLĄD LOTNICZY** przyjmowane są przez wszystkie **URZĘDY POCZTOWE** i **ULI- STONOSZY** oraz przez **CENTRALĘ KOLPOR- TAZU PRASY I WYDAWNICTW „RUCH”, WARSZAWA**, ul. Srebrna 12 na konto PKO nr 1-6-100020, a także **CENTRALNY KOLPOR- TAZ WOJSKOWY, WARSZAWA**, ul. Grzybow- ska 77 na konto NBP VI Oddział Miejski War- szawa nr 1530-6-275

WCT/589/P/61

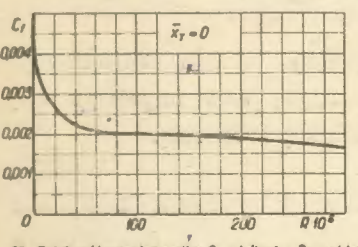




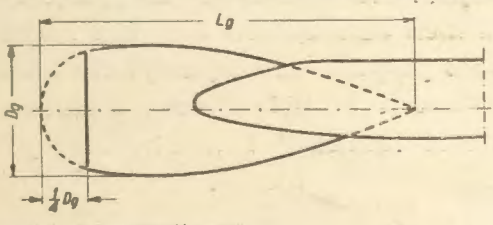
44. Zależność współczynnika oporu kabin szybkich samolotów poddźwiękowych od liczby Macha



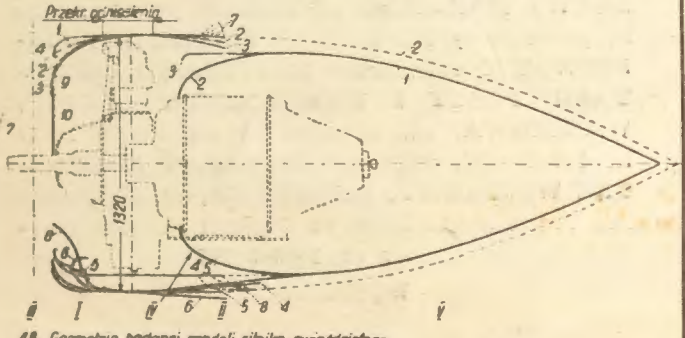
45. Zależność współczynnika oporu gondoli silnikowej od przepływu powietrza chłodzącego



46. Zależność współczynnika C_f od liczby Reynoldsa



47. Schemat określający długość gondoli



48. Geometria badanej gondoli silnika gwarzącego

51. Wyniki badań NACA oporów gondal silnikowych

Geometria gondali I					Cx	Rodzaj chłodzenia	Uwagi
I	II	III	IV	V			
7	2	-	1	-	0,1007		
7	3	-	1	-	0,0861		Opór samej bryły gondoli (zewnątrzny)
10	1	-	2	-	0,1259		
10	3	-	2	-	0,1115		
2	3	-	2	-	0,1193		kotłowiec zamyka przeświat przez gondole
6	1	-	2	-	0,1365		
6	2	-	2	-	0,1246		Przed cylindrami ustawiona płaska płytko zamykająca przeświat przez gondole
6	4	-	2	-	0,1749		
6	5	-	2	-	0,245		
6	-	-	2	-	0,1616		
2	3	-	2	-	0,123	K = 0,0424	
6	6	-	2	-	0,265		
6	6	-	2	-	0,307		
6	6	-	2	-	0,372		
6	6	-	2	-	0,506		
6	6	-	2	-	0,583		
8	1	-	2	-	0,1987		
9	1	-	2	-	0,1908		
1	1	-	2	1	0,1855		
1	1	-	2	2	0,1975		
2	1	-	2	3	0,1895		
6	1	-	2	1	0,1815		
6	1	-	2	2	0,1815		
6	1	-	2	3	0,1550		
6	1	-	2	4	0,1722		
6	1	-	2	5	0,1935		
-	1	-	2	-	0,182		
1	1	-	2	-	0,330		
2	1	-	2	-	0,194		
3	1	-	2	-	0,196		
4	1	-	2	-	0,1935		
5	1	-	2	-	0,2027		
5	2	-	2	-	0,1603		
6	1	-	2	-	0,1929		
6	2	-	2	-	0,1497		
6	4	-	2	-	0,2700		
6	5	-	2	-	0,367		
6	-	-	2	-	0,237		
6	1	-	2	-	0,2000		
6	2	-	2	-	0,1510		
6	4	-	2	-	0,2910		
6	5	-	2	-	0,4130		
-	-	-	1	-	0,399		
1	1	-	1	-	0,1630		
3	1	-	1	-	0,2040		
6	1	-	1	-	0,1616		
6	2	-	1	-	0,1925		
6	4	-	1	-	0,2400		
10	7	-	5	-	0,1126		Zamknięty przepływ powietrza przez gondole
6	5	-	3	-	0,2680		
6	4	-	4	-	0,1696		
6	4	-	4	-	0,1762		
6	4	-	4	-	0,1855		
6	-	-	4	-	0,2070		
6	4	-	5	-	0,1749		
6	4	-	5	-	0,1630		
6	6	-	5	-	0,4480		
6	7	-	5	-	0,1193		
6	4	-	4	-	0,1537		
6	4	-	4	-	0,1755		
6	4	-	5	-	0,1590		
6	4	-	5	-	0,1735		
6	4	-	5	-	0,1881		

Oznaczenia w tabeli:

- - - - - oznacza brak odpowiedniej części, cyfry od 1 do 10 oznaczają odpowiednie kształty z rysu 48
- I - przednia część osłony silnika
- II - kotłowiec
- III - śmigło
- IV - osłona wewnętrzna
- V - kołpak
- K - współczynnik przepustowości silnika
- K = 0,0424 - reprezentuje przypadek deflektorów do cylindrów dobrze przylegających
- K = 0,0909 - reprezentuje przypadek odsuniętego deflektora tylnego o 12,7mm (kwierzy się nawiązujący kanał wokół cylindra)
- K ~ 0,5 - reprezentuje przypadek usuniętych deflektorów (do chłodzenia wystarczyć powinien sam przepływ)