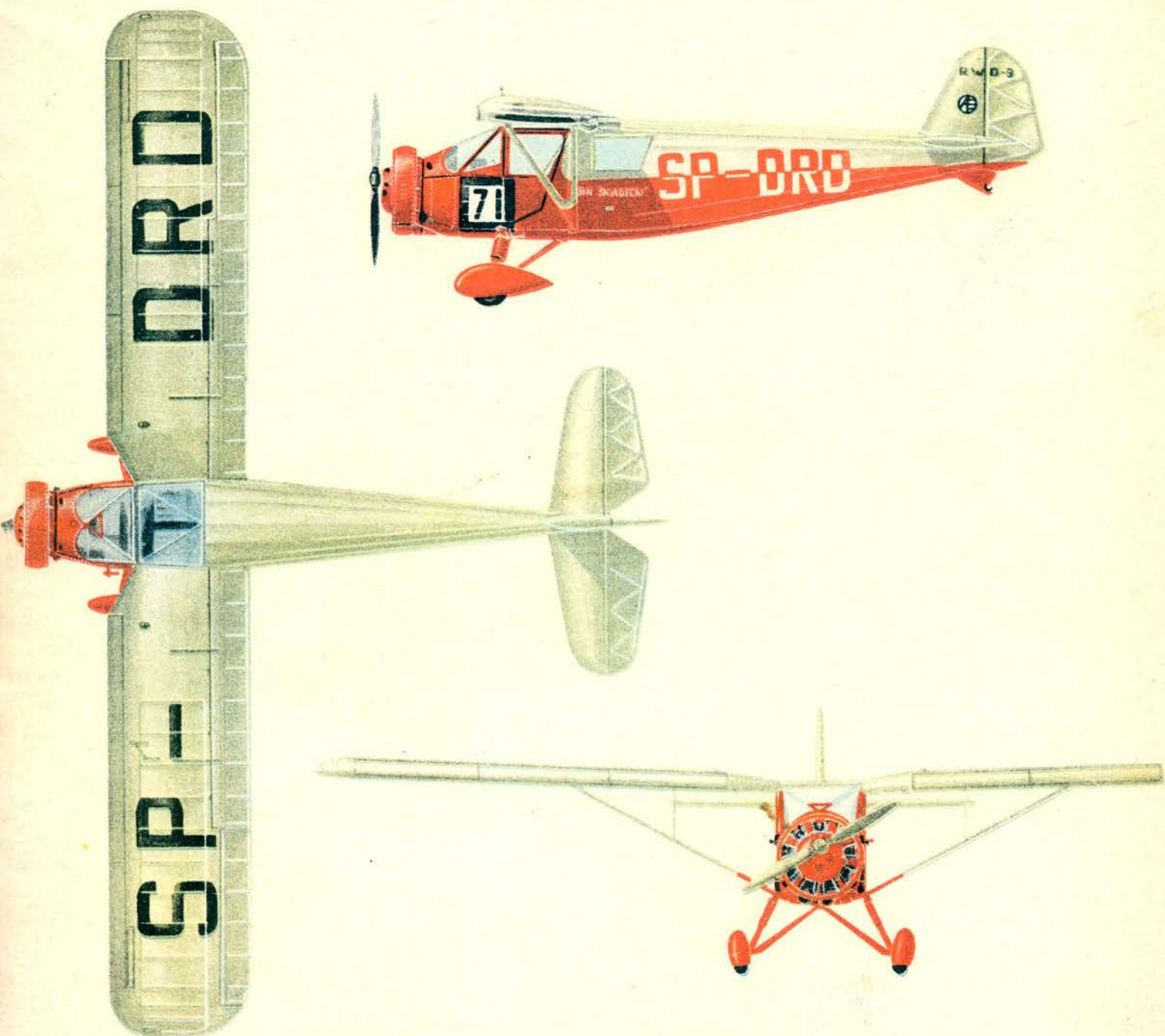


TECHNIKA

1974 9

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



Cena zł 12.-



● **Полезный метод работы** приобрело государственное сельское хозяйство (ПГР) (совхоз) в области г. Штум на Побережье. Управление сельскохозяйственного комбината взяло напрокат от Заведения Сельскохозяйственных Работ самолет Ан-2 для проведения собственными силами опыливания и нанесения удобрений унаваживания.

● **Учреждение Геофизики и Картографии** составило заказ на два самолета Ан-2, которые будут специально оборудованы по желанию заказчика.

● В результате победы в международном аукционе, в **Нигерию** отправилась группа из 24 польских специалистов, которые примут участие в **геофизических** исследованиях в Нигерии. Для таких исследований завод ВСК г. Мелец приспособил два самолета **Ан-2**.

● Весной на аэродроме Татшанского Аэроклуба в г. Новы Тарг открылся **Главный Центр Обучения Спортивному Парашютизму**. Центр может принять одновременно 46 человек. Работа будет проводиться круглый год. Центр в г. Новы Тарг будет служить также другим отраслям спортивной авиации.

● В течении периода **1971—1973** воздушные перевозки предприятия **ЛЕТ** возросли на 107%, когда в странах СЭВ-а на 57%, а во всем мире на 34%.

● **Центральный Аэропорт Варшава-Окенце** обслужил в течение прошлого года 39421 самолетов и 1654,6 тыс. пассажиров, т.е. на 20,7% более чем в 1972 г. Польские Авиалинии ЛЕТ перевозят здесь значительно более пассажиров чем зарубежные авиалинии. В течение прошлого года отношение составило 5 : 3.

● Предусматривая увеличение спроса на **пассажирские места на внутренних линиях**, Управление ЛЕТ увеличило число рейсов в течение периода с 1.05 по 15.06, с 18 до 32 в день, а с 16.06 по 15.09 до 41 в день. Таким образом число рейсов на внутренних линиях будет почти равным числу рейсов до появления топливных осложнений. Самое большое число полетов — в Гданьск (9) и Вроцлав (5).

● Как и многие зарубежные авиакомпании, **ЛЕТ увеличил заполнение самолетов** ликвидируя первый класс. Таким образом число мест увеличилось с 155 до 162 и себестоимости предприятия понизилась.

● В Бюро Проектов в г. Жешув разработан **общий проект** нового аэровокзала на аэродроме Ясенка вблизи города. Объект будет соответствовать современным законам архитектуры.

● Представитель **Аэрофлота** в Варшаве информирует о предусматриваемом:
— введении на трассу Варшава—Москва самолета **TU-154**
— введении специальных самолетов дружбы — по маршруте Варшава—Ленинград—Москва—Варшава, а также ликендовых
— организацию специальных ликендовых рейсов в Москву и Ленинград.

● По инициативе Музея Археологии и Музея Авиации Астронаутики в марте м-це была организована в здании Археологического Музея в Кракове экспозиция: **«Авиация и Археология»**.

● Предприятие «Инсталь» из г. Насельск выполнило свою первую серьезную воздушную работу. Вертолет **Ми-8** перенес над местностью Варшавского Политехнического Института модель предохранительного бака атомной электростанции в г. Жарновец, диаметром 4,5 м, высотой 6,5 м и весом 2500 кг.

● A very useful **agro-aviation type of service** has been initiated by the State Farming Station in the Sztum district, near the coastal region. The management of the agricultural organization namely leased an An-2 airplane in order to carry out dusting and fertilizing operations on their own account.

● The **Geodesy and Cartography Board** has ordered two airplanes of the An-2 type. Those aircraft will be provided with special equipment, according to the requirements of the Board.

● In result of a successful passing of an international tender a 24-person group of Polish specialists left for **Nigeria** in order to carry out **geophysical** studies in that country. For that purpose the WSW Works at Mielec prepared and outfitted, as required, two **An-2** aircraft.

● This spring, the **Main Sports Parachuting Training Centre** was organized on the airfield of the „Tatry Aeroclub, at Nowy Targ. This Centre is able to take care of 46 persons at a time, and it is intended to function the year round. This organization at Nowy Targ will also service other branches of sport aviation.

● During the **1971—1973** period the **PLL LOT** carrier increased the volume of transported persons and goods by 107% while the same in the CMEA (Council for Mutual Economic Aid) countries rose by 57%, and in the world as a whole by 34%.

● The **Okęcie Central Airport** catered last year for 39421 aircraft and 1.654.6 thous. passengers i.e. by 20,7% more than in 1972. The LOT Airlines carry many more passengers than foreign carriers. The proportion, last year, was 5 : 3.

● In anticipation of **increased traffic on home routes**, the management of PLL LOT increased the number of flights in the period from May 1-st to June 15, from 18 to 32 daily, and from June 16 to Sept. 15 to 41 flights daily. In this way the number of home flights in summer of this year will attain nearly the level which existed prior to the fuel crisis. The largest number of flights is to Gdańsk (9 daily), and to Wrocław (5).

● Following the example of a number of foreign carriers, the **LOT Airlines increased the passenger capacity of the aircraft** by abolishing first class compartments. Thus, the number of seats in the tourist class of the Il-62 airplane was increased from 155 to 162, while the operational costs of the carrier fell by a certain amount.

● A project for a **new air terminal** on the Rzeszów — Jasionka airfield — has been worked out in the Rzeszów Designing Bureau. This object will meet all the requirements of modern architecture.

● A representative of **Aeroflot** at Warsaw announces that: **TU-154** aircraft will be operated in the near future on the Warsaw — Moscow — Warsaw line, that special „friendship aircraft” will be in service on the roundabout route — Warsaw — Leningrad — Moscow — Warsaw, and — that each Friday special week-end trips will be organized to Moscow and Leningrad.

● The Museum of Archeology, and the Museum of Aviation and Astronautics organized in March in the building of the Museum of Archeology at Cracow an exhibition named **„Aviation and Archeology”**.

● The „Instal” Construction Works at Nasielsk have carried out recently its first important air-lift operation. Namely an **Mi-8** helicopter transported over the premises of the Warsaw Technical University a model of a safety tank for the atomic power plant at Żarnowiec; the dimensions of the model were: diameter — 4.5 m, height — 6.5 m, and weight — 2500 kg

Adres Redakcji:

00-950 Warszawa, ul. Czackiego 3/5
 Tel. 43-59-38

Wydawca:

WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT
 00-950 Warszawa, ul. Czackiego 3/5

SPIS TREŚCI

	Str.
M. K. Płaskowska: Srebrny jubileusz WCT NOT	1
Z KRAJU. ZE SWIATA	2
PROBLEMY ROZWOJU LOTNICTWA	
W. Waśkowski: Wpływ czynnika czasu na opłacalność produkcji samolotów	4
J. Staszek: Niektóre problemy układu kaczki. Cz. 1.	10
W NASTĘPNYM NUMERZE	16
CIEKAWY KONSTRUKCJE	
Rewelacyjne skrzydło W. Kasprzyka — T. Wusatowski	17
KARTOTEKA TLiA	
Tupolew Tu-134	19
Jakowlew Jak-40	21
POMOCE KONSTRUKCYJNE 28	
Określenie częstości drgań własnych popychaczy układu sterowania	23
Określenie dopuszczalnego obciążenia statycznego łożysk tocznych	23
Zależność prędkości i przyspieszeń w ruchu harmonicznym od częstości drgań dla różnych wielkości amplitudy	24
LOT PROBLEMY	
A. Słodownik: Niektóre problemy eksploatacji, turbinowych silników odrzutowych w Polskich Liniach Lotniczych LOT	25
K. Szuster: Wybrane zagadnienia wytrzymałościowe wysokoobciążonej konstrukcji duralowej	29
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY 23	
Mechanika lotu 2	35
Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ	
A. Glass: RWD-9 — zwycięski samolot Bajana	36
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK	40
Na okładce: RWD-9 J. Bajana — rys. K. Cieślak	



WYDAWNICTWA
 CZASOPISM
 TECHNICZNYCH NOT
 Warszawa
 Czackiego 3/5

Redaktor naczelny:

mgr inż. **Andrzej Glass**

Sekretarz Redakcji:

M. Klara Płaskowska

Redaktorzy działów:

mgr inż. **K. Dąbrowski**, mgr inż. **A. Gołędziński**, mgr inż. **A. Kardymowicz**, dr inż. **J. Morawski**, inż. **K. Szumielewicz**, mgr inż. **W. Zaremba**

Rada Programowa:

mgr inż. **A. Glass**, dr inż. **H. Grzegorzczak**, mgr inż. **J. Grzegorzewski**, mgr inż. **F. Gwiżdż**, dr inż. **B. Jancelewicz**, mgr inż. **E. Kołodziński**, mgr inż. **T. Kostia**, mgr inż. **J. Kowalczyk**, mgr inż. **T. Królikiewicz** (przewodniczący), mgr inż. **R. Legięcki**, mgr inż. **A. Misiołek**, inż. **R. Wołński**

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakł. nr 2, W-wa, Zam. 393/74. Nakład 3500+30 egz.
 Zakład Kolportażu WCT NOT, 00-048 Warszawa, ul. Mazowiecka 12, tel. 26-80-16.
Konto PKO Warszawa nr 1-9-121697

Papier druk. sat. kl. V. 70 g 61 × 86. W-61.

Cena pojedynczego egz. zł 12,—

Prenumerata roczna zł 144

INDEKS 38006

WAŚKOWSKI W.

Влияние фактора времени на рентабельность производства самолетов.

В статье описаны современные методы, применяемые крупными предприятиями для максимального сокращения времени проведения проектно-конструкторских работ и удлинения серийного производства, благодаря чему производитель получает большие экономические преимущества. Описана организация труда на крупных авиационных заводах с учётом всех стадий производства. Представлены некоторые методы, позволяющие сократить некоторые стадии производства. Приведены примеры сокращения времени производства разными фирмами.

STASZEK J.

Некоторые проблемы системы „утка”

В статье анализируется влияние переднего оперения „утки” на аэродинамические показатели крыла, проблема продольной и боковой устойчивости, влияние порывов на величину нагрузок, а также некоторые, наблюдаемые на практике явления, связанные с динамической устойчивостью самолета с такой компоновкой схемы.

Замечания и наблюдения ограничиваются описанием некоторых особенностей систем „утка”, летающей с небольшими скоростями.

Выдающееся крыло В. Каспшика

В статье дается описание явлений, с которыми встретился В. Каспшик во время полетов на своем планере БКВ-1 а также их практические объяснение.

Представлена конструкция крыла со сверхвысокими подъемными свойствами и польза, вытекающая из его применения.

SŁODOWNIK A.

Некоторые проблемы эксплуатации турбореактивных двигателей в Польских Авиалиниях ЛЕТ

В статье рассматривается оборудование турбореактивного двигателя контрольно-измерительными приборами и вытекающие отсюда возможности оценки технологического состояния двигателя НК-8-4 который установлен на самолете ИЛ-62, эксплуатируемым Польскими Авиалиниями ЛЕТ.

Рассматривается также изотопный метод определения технического состояния турбореактивных двигателей.

SZUSTER K.

Избранные проблемы прочности высоконагруженной дуралевой конструкции в которой применяется склеивание.

В статье описываются достоинства склеивания металла как метода его соединения а также польза применения этого метода в авиапромышленности.

Описываются работы, проведенные в Институте Авиации коллективом разрабатывающим материалую, технологическую и конструкционную схему перспективного планера.

Исследования проводились в области технологии изготовления стеклопластиковых покрытий и лонжерона в котором применялось склеивание.

Статья описывает проблемы, возникшие в ходе работы.

GLASS A.

RWD-9 — Победоносный самолет Баяна

В статье представлена история создания и сооружения спортивного самолета RWD-9. Описаны соревнования Шаллянга в 1934 году, которые завершились победой капитана пилота Е. Баяна. Приведена характеристика конструкции самолета.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXIX WRZESIEŃ 1974

TECHNIKA

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA

9

M. KLARA PŁASKOWSKA

W tym roku mija 25 lat istnienia i działalności edytorskiej Wydawnictw Czasopism Technicznych NOT (początkowa nazwa: Administracja Czasopism Technicznych NOT).

O utworzenie ośrodka wydawniczego prasy technicznej postulowali zrzeszeni w Naczelnej Organizacji Technicznej przedstawiciele środowisk inżynierskich świadomi roli, jaką w całokształcie naszego życia i potrzeb, w dobie rozkwitu nowoczesnej techniki odgrywa informacja naukowo-techniczna, szczególnie w kraju mozołnie, a tak prężnie dźwigającym się ze zniszczeń wojennych.

Prasa techniczna — dzięki swemu zaangażowaniu w najżywoźniejsze problemy gospodarczo-społeczne kraju oraz spełnianiu funkcji nośnika postępu technicznego we wszystkich penetrowanych przez nią dziedzinach techniki — wszechstronnie i skutecznie przyczynia się do realizowania narodowych planów rozwoju gospodarczego, kulturalnego i społecznego. Tak odpowiedzialne zadanie wymagało skoordynowania jej oddziaływania informacyjno-edukacyjnego, co też znalazło swój wyraz w zintegrowaniu rozproszonych wydawnictw branżowych w jednej instytucji wydawniczej — w WCT NOT.

Powstałe w roku 1949 Wydawnictwo Czasopism Technicznych NOT obejmowało początkowo swą gestią edytorską „Przegląd Techniczny” — Organ Główny NOT oraz 8 czasopism branżowych.

W ciągu minionego 25-lecia WCT NOT kolejno przejmują periodyki z innych instytucji i w oparciu o analizę potrzeb czytelnictwa wydają coraz to nowe czasopisma poświęcone szerokiemu wachlarzowi tematycznemu. Wypracowany w tym okresie dorobek edytorsko-publicystyczny Jubilata przedstawia się nader pokaźnie. Jego skalę zobrazują najlepiej niektóre wskaźniki liczbowe. I tak: o ile w roku 1949 wydawano 9 czasopism o łącznej objętości 1100 arkuszy wydawniczych i w nakładzie 0,5 mln egzemplarzy, to w roku 1964 liczby te wzrosły do 50 czasopism o łącznej objętości 4700 arkuszy wydawniczych i w nakładzie 4,7 mln egzemplarzy, a w roku 1974 już do 73 czasopism o łącznej objętości 7332 arkuszy wydawniczych i w nakładzie ponad 11 mln egzemplarzy.

Niezależnie od merytorycznej działalności wydawniczej WCT NOT uruchomiły w tym okresie zakład poligraficzny o charakterze usługowym, własny kolportaż prasy oraz utworzyły Klub Prasy i Informacji Naukowo-Technicznej, który zajmuje się propagandą i upowszechnianiem czytelnictwa prasy technicznej, a także jest miejscem okolicznościowych wystaw, prelekcji, seansów filmowych, spotkań i zebrań przedstawicieli nauki i techniki. Dorobek ten wzbogacają także jeszcze przedsięwzięcia, jak prowadzone przez Wydawnictwa szkolenie kadry redakcyjnej na kursach i konferencjach, organizowanie narad, zjazdów, odczytów, badania ankietowe czytelnictwa, współpraca z pokrewnymi instytucjami zagranicznymi (np. wymienne wyjazdy redakcyjne, wydawanie wymienionych numerów czasopism), aktywne uczestniczenie w imprezach Dni Prasy i Książki Technicznej oraz Międzynarodowych Targów Książki.

Dotychczasowa skoordynowana i bogata w osiągnięcia działalność, w pełni adekwatna do profilu zadań realizowanych przez Naczelną Organizację Techniczną zapewniła Jubilatowi trwałą pozycję na rynku wydawniczym i doprowadziła do obecnego rozwoju, dzięki któremu WCT NOT stało się najwiękzym tego rodzaju wyspecjalizowanym ośrodkiem wydawniczym w krajach obozu socjalistycznego.

**Srebrny
Jubileusz
WCT NOT**



POLSKA

● Pożyteczną akcję agrolotniczą zainicjował PGR w powiecie Sztum na Wybrzeżu. Mianowicie kierownictwo kombinatu rolniczego wydzierżawiło od gdańskiego Zakładu Usług Gospodarczych samolot An-2 w celu prowadzenia opylania i wysiewu nawozów we własnym zakresie.

● Urząd Geodezji i Kartografii zgłosił zamówienie na dwa samoloty An-2. Samoloty te otrzymają wyposażenie specjalnie zadysponowane przez Urząd.

● Wilga 35 zajęła etat na wykazie środków transportu Wojewódzkiej Rady Narodowej w Kielcach.

● W wyniku wygrania międzynarodowego przetargu, do Nigerii wyjechała 24-osobowa grupa polskich specjalistów, którzy wezmą udział w badaniach aerogeofizycznych na tamtejszym terenie. Do badań takich WSK w Mielcu przystosowała dwa samoloty An-2.

● Na wiosnę br. na lotnisku Aeroklubu Tatrzańskiego w Nowym Targu utworzony został Centralny Ośrodek Wychowawczy Szkolenia Spadochronowego. Ośrodek może pomieścić jednorazowo 46 osób w pokojach dwu-, trzy-, i czteroosobowych. Jego działalność prowadzona będzie przez cały rok. Ośrodek w Nowym Targu służyć będzie również innym dziedzinom lotnictwa sportowego.

● Adela Dankowska z Aeroklubu Poznańskiego otrzymała pierwszą lokatę w XIX Calorocznych Zawodach Szybowcowych tygodnika „Skrzydłata Polska”. Następne miejsca zajęli piloci: St. Kluk ze Stalowej Woli i F. Kępka z Bielska.

● W okresie 1971—1973 przewozy przedsiębiorstwa PLL LOT wzrosły o 107% podczas gdy w krajach RWPG o 57%, na całym świecie zaś o 34%.

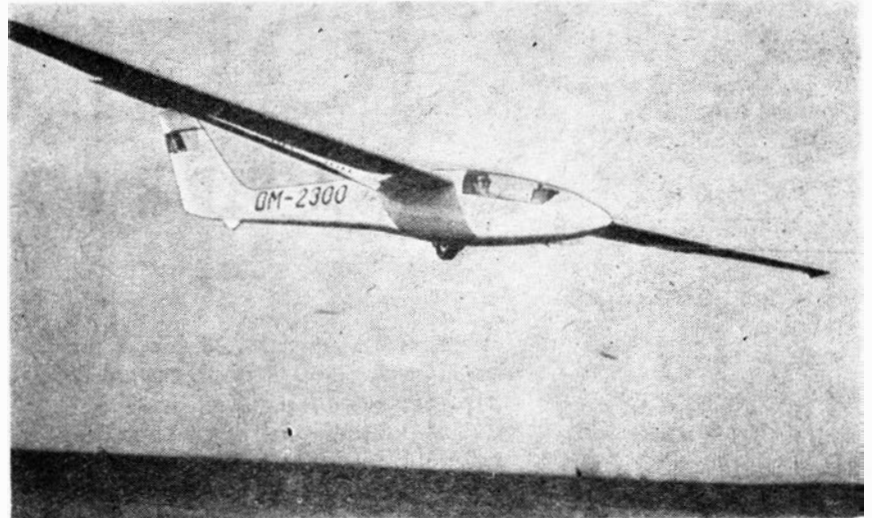
● Centralny Port Lotniczy na Okęciu obsłużył w ubiegłym roku 39 421 samolotów i 1 654,6 tys. pasażerów, tj. o 20,7% więcej niż w roku 1972. PLL LOT przewożą znacznie więcej pasażerów niż towarzystwa obce. W roku ubiegłym wyrażało się to stosunkiem 5:3.

● Przewidując powiększenie frekwencji na liniach krajowych, kierownictwo PLL LOT zwiększyło liczbę rejsów w okresie I.V. do 15.VI br. z 18 do 32 dziennie, zaś od 16.VI. do 15.IX. do 41 dziennie. W ten sposób liczba lotów krajowych w lecie br. prawie dorówna zagęszczeniu rejsów. Największą liczbę połączeń ma Gdańsk (9 dziennie) i Wrocław (5).

● Idąc w ślady wielu zagranicznych przewoźców przedsiębiorstwa lotniczych PLL LOT zwiększyły zapewnienie samolotów przez skasowanie przedziałów pierwszej klasy. W ten sposób powiększyła się liczba miejsc w klasie turystycznej samolotu Il-62 ze 155 do 162, zmalały zaś koszty eksploatacyjne przedsiębiorstwa.

● W Rzeszowskim Biurze Projektów opracowany został projekt koncepcyjny nowego dworca lotniczego na lotnisku Jasionka w Rzeszowie. Obiekt będzie odpowiadał nowoczesnym wymogom architektonicznym.

● W Warszawie na wystawie w hotelu Forum oraz podczas kilkudniowego sympozjum zakłady Boeinga przedstawiły polskim władzom lotniczym oraz specjalistom zajmującym się sprawami lotnictwa swoje samoloty, zwłaszcza zaś najnowsze typy modyfikowanych samolotów. Po zakupieniu przez Rumunię samolotów tej firmy, liczy ona, że jej sprzęt zainteresuje również inne kraje socjalistyczne.



Szybowiec SZD-36A Cobra 15 w barwach NRD

● Przedstawiciel Aeroflotu w Warszawie zapowiada wprowadzenie na trasie Warszawa — Moskwa — Warszawa samolotu Tu 154.

— uruchomienie specjalnych „samolotów przyjaźni” na określonej trasie Warszawa-Leningrad-Moskwa-Warszawa oraz — organizowanie w piątki specjalnych rejsów weekendowych do Moskwy i Leningradu.

● Tegoroczne mistrzostwa Polski w akrobacji samolotowej odbędą się w dniach 9—15 września w Elblągu. Organizatorem i gospodarzem mistrzostw będzie Aeroklub Elbląski.

● Gospodarczy i turystyczny rozwój Bieszczad wymaga dobrych i szybkich połączeń z resztą kraju. Stąd rodzi się postulat, aby w perspektywnych planach opracowywanych dla tego rejonu uwzględniona została budowa lotniska np. w Sanoku.

● Staraniem Muzeum Archeologicznego oraz Muzeum Lotnictwa i Astronautyki zorganizowano w marcu w gmachu Muzeum Archeologicznego w Krakowie wystawę p.n. „Lotnictwo i archeologia”.

● Przedsiębiorstwo Instal z Nasielska wykonało ostatnio swą pierwszą, poważną operację powietrzną. Mianowicie śmigłowiec Mi-8 przetransportował nad terenami Politechniki Warszawskiej model zbiornika bezpieczeństwa żarnowieckiej elektrowni atomowej o średnicy 4,5 m, wysokości 6,5 m i masie 2500 kG.

● Zintegrowana agenda SIMP ZORPOT może być pożyteczna w działalności lotniczej w zakresie:

- wdrażania w przemyśle nowoczesnych technologii
- doradztwa w zakresie organizacji produkcji
- rzeczoznawstwa w zakresie budowy i eksploatacji maszyn i urządzeń
- prac wydawniczo-poligraficznych.

Podajemy adres: Zespół Ośrodków Rzeczoznawstwa i Postępu Organizacyjno-Technologicznego, 01-824 Warszawa, ul. Przybyszewskiego 80/82. Telefony: 34-55-13; 34-70-70.

● Wydawnictwa Komunikacji i Łączności, które — jak wiadomo — są editorem licznych pozycji krajowej literatury lotniczej, w 25-lecie swojej działalności otworzyły w Warszawie przy ul. Kazimierzowskiej 52 Ośrodek Informacyjny. W Ośrodku zarówno można nabyć książki lotnicze dawnych i nowych wydań, jak również uzyskać interesujące materiały bibliograficzne.

● Zmarł przedwcześnie długoletni naczelny redaktor bratniego miesięcznika

„Wojskowego Przeglądu Lotniczego” ppłk Józef Kopacz. Zasłużony dla piśmiennictwa lotniczego autor licznych publikacji i książek fachowych oraz współredaktor periodyków lotniczych. Był wielokrotnie dekorowany za udział w walkach i działalność fachową.



BULGARIA

● Bułgarskie towarzystwo komunikacji lotniczej „Balkan” linię Sofia — Wiedeń przedłużyło do Madrytu.



CZECHOSŁOWACJA

● Irak zamówił 15 samolotów L-29 Delfin. W końcu ubiegłego roku Czechosłowacja dostarczyła pierwsze egzemplarze tego samolotu.

● W CSRS oddano do użytku nazemną stację łączności satelitarnej, wybudowaną dzięki pomocy Związku Radzieckiego. Stacje takie w ramach międzynarodowej organizacji państw socjalistycznych Intersputnik czynne już są w ZSRR, na Kubie i w Mongolii; w budowie jest w Polsce. W przyszłych latach powstaną w NRD i Bułgarii.

Stacja kosmiczna w Czechosłowacji umożliwi transmisje programów telewizyjnych czarno-białych i kolorowych w ramach Interwizji. Stacja kosmiczna Praha wyposażona jest w antenę o średnicy 12 metrów.



FRANCJA

● We Francji w najbliższym czasie ma być powołany naczelny zarząd przestrzeni powietrznej, podległy ministrowi transportu. Zarząd ten ma m.in. koordynować na szczeblu centralnym ruch lotniczy cywilny i wojskowy.

● Francuski ośrodek badań w locie (CEV) dysponuje trzema ośrodkami badawczymi: w Istres — badania samolotów w locie, w Cezaux — badania uzbrojenia lotniczego (filie w Melun Villaroche, Tuluzie i Bordeaux) oraz w Bretigny — badania wyposażenia (radary, instrumenty dla radionawigacji,

automatyczny pilotaż, telekomunikacja, zespoły wyposażenia elektronicznego naziemnego). W Bretigny mieści się centrala ośrodka. CEV zatrudnia 2650 pracowników. W dyspozycji ośrodka znajduje się blisko 200 samolotów, w tym 20 Mirage III.

Nakłady na działalność CEV w roku 1972 wyniosły 238 mln franków. Średnio na utrzymanie floty przypada 40–50 mln franków, zaś na inwestycje ok. 35 mln franków rocznie.

● Ankieta przeprowadzona przez francuski dziennik wykazała, że 45% Francuzów jest za wstrzymaniem dalszej produkcji samolotów Concorde, zaś 30% za jej kontynuowaniem. W Tuluzie, w przemyśle lotniczym zwolniono z pracy 800 robotników. W Anglii zatrudnionych przy Concorde (łącznie z silnikami Rolls-Royce) jest obecnie przeszło 21 000 pracowników. Ostatnio Iran odmówił zakupu dwóch, a Chiny trzech samolotów Concorde, pomimo uprzednio daleko zaawansowanych rozmów handlowych.

● Prototypowy samolot Mercure odbył lot ze 130 pasażerami na trasie ok. 2000 km, ze średnią prędkością przelotową 775 km/h. W porównaniu z Caravelle nowy francuski samolot krótkodystansowy przy użyciu tej samej ilości paliwa jest zdolny przewozić o 50% więcej pasażerów w krótszym o 20% czasie.

● Pierwszy lot odbył samolot RF-6B. Jest to samolot szkolno-turystyczny, dwumiejscowy wyposażony w silnik Rolls-Cotinental o mocy 100 KM.

● Francuski śmigłowiec SA-315 Lama z 2-osobową załogą odbył 12 000-kilometrowy rajd po krajach Ameryki Środkowej i Południowej. Rajd miał cele reklamowe.

● W ciągu ostatnich dziesięciu lat liczba zatrudnionych we francuskim przemyśle lotniczym wzrosła z 92 do 108 tysięcy, nastąpiły poważne zmiany organizacyjne, zwiększyła się współpraca międzynarodowa.

W roku 1963 produkowano serwnie we Francji 1 typ śmigłowca, w roku 1973 — 4. Osiągnięto duży postęp w konstrukcji rotorów. Prędkość śmigłowca wzrosła ze 180 do prawie 300 km/h, zużycie paliwa spadło z 1,5 do 0,55 kg/km. Główne zadanie na przyszłość to zmniejszenie cen śmigłowców oraz kosztów ich eksploatacji, które wciąż jeszcze są bardzo wysokie.

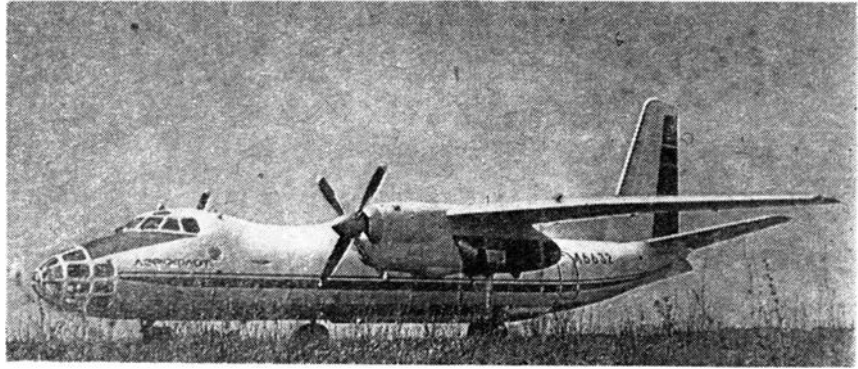
● Pierwsze mistrzostwa Francji amatorskich miekkonlatów zorganizował klub w Menuires, w kwiecień br. Wzięło w nich udział 50 uczestników, wyłącznie na zaproszenie. Mistrzostwa rozgrywane były w dwóch klasach, przy startach z wzniesień o wysokości 600 i 1400 m. Oceniano długość lotu, ewolucję i dokładność lądowania z lotu ślizgowego.



JAPONIA

● Japoński przemysł lotniczy zatrudnia obecnie ok. 26 tys. pracowników. Produkcją jego w przeważającym stopniu jest dla wojska. W najbliższych latach przewiduje się znaczne zwiększenie produkcji sprzętu cywilnego. Charakterystyczną cechą przemysłu lotniczego Japonii jest brak wyspecjalizowanych samodzielnych przedsiębiorstw. Produkcją sprzętu lotniczego zatrudnione są oddziały wielkich koncernów przemysłu ciężkiego.

● W Pekinie podpisano między Japonią i ChRL porozumienie w sprawie komunikacji lotniczej. Samoloty chińskie będą mogły lądować w Tokio i Osace, a japońskie w Pekinie i Szanghaju. Będą się też odbywać loty transportowe nad terytoriami obu krajów.



Samolot fotogrametryczny An-30



JUGOSŁAWIA

● Jugosłowiański przemysł lotniczy produkuje lekkie samoloty wielozadaniowe: PZ Kraguj i szkolno-treningowy Galeb. Obydwa budowane są również w wersji bojowej. Produkowane są również radzieckie śmigłowce Mi-1, Mi-4 oraz na licencji angielskiej — Whirlwind.



RUMUNIA

● Firma Singer Products Inc. ma importować do Wielkiej Brytanii rumuńskie szybowce: jednomiejscowy IS-29D i dwumiejscowy IS-28B. Szybowce te były już demonstrowane w Anglii wczesną wiosną, ponadto odbędą loty pokazowe w czasie trwania salonu w Farnborough.

● Trwają rozmowy między rządem rumuńskim i zakładami United Aircraft z USA w sprawie współpracy przy budowie 50 śmigłowców transportowych S-61N.



W. BRYTANIA

● Terminy tegorocznej wystawy sprzętu lotniczego w Farnborough: pierwszy dzień 1 września zarezerwowano wyłącznie dla prasy, dni 2–4 września dla fachowców lotniczych, 5 września dla innych upoważnionych zaś dopiero od 6 września wstęp wolny dla wszystkich. Wystawa zakończyła się 6 września. W tym roku po raz pierwszy wystawa miała charakter międzynarodowy. Zaobserwowano silny udział przemysłu lotniczego ZSRR i USA.



ZSRR

● Samolot specjalistyczny An-30 jest przeznaczony do wykonywania zdjęć lotniczych. Powstał on z przeróbki samolotu An-24. W przedniej części kadłuba znajduje się oszklona kabina fotoperatora. Ma ona 5 luków fotograficznych, służących do umieszczenia aparatury do zdjęć. Jest także ciemnia umożliwiającą zmianę kaset. Kabina załogi jest hermetyczna, co umożliwia fotografowanie z dużej wysokości. Załogę stanowią trzej piloci i dwaj operatorzy. Prędkość przelotowa — 430 km/h.

● W stadium lotów próbnych znajduje się obecnie wersja pływakowa znanego radzieckiego śmigłowca Mi-8. Dotychczas wyeksportowano ponad 300 śmigłowców tego typu.

● Wersja towarowa samolotu IŁ-62, z nowym silnikiem D-30KU, ma mieć dodatkowy zbiornik paliwa na 5 tys. litrów oraz mniejsze zużycie jednostkowe materiałów pędnych. Zmiany te umożliwią zwiększenie zasięgu samolotu z maksymalną masą handlową 23 tony do 8000 km.

● W aeroklubie przy Centralnym Aerohydrodynamicznym Instytucie CAGI w ZSRR zostało powołane do życia społeczne biuro konstrukcyjne. Działalność biura zmierza w kilku kierunkach: prowadzi ono prace nad udoskonaleniem najbardziej popularnego w ZSRR szybowca BRO-11, buduje szybowiec konstrukcji B. Liubszina i prowadzi na szybowcu Błanik próby w locie prototypu silnika przeznaczanego dla motoszybowca.

● Aeroflot zamówił pierwszą serię 30 samolotów Tu-144. Oczekuje się jednak, że ogólne zamówienie wzrośnie do 75 samolotów. Po zainstalowaniu nowych urządzeń dotychczasowa produkcja, określona na dwa samoloty w kwartale, ma być podwojona.

W pierwszej i turystycznej klasie samolot Tu-144 będzie zabierał 140 pasażerów.

Pierwszy samolot Tu-144 ma wejść do krajowych dalekowschodnich linii lotniczych w 1975 roku.

● Aeroflot otworzył nową linię transatlantycką — z Moskwy do Waszyngtonu. Rozpoczęły się również regularne loty na trasie Leningrad-Hamburg.

OGÓLNE

● Zachodnioeuropejski przemysł samolotowy może egzystować w oparciu o własny rynek, ale dla silnikowego potrzebny jest rynek światowy. Dla osiągnięcia bowiem opłacalności konieczna jest obecnie budowa samolotu komunikacyjnego w seriach po 250–400 sztuk, a silników 2500. Stąd konieczność współpracy europejskich fabryk z silnikowym przemysłem amerykańskim.

● Obecnie około 90% sprzętu latającego w komunikacji państw kapitalistycznych powstaje w USA. Aby zmienić ten stan niekorzystny dla Europy Zachodniej, konieczne jest odpowiednie ustosunkowanie poszczególnych rządów.

● 11 zachodnioeuropejskich wytwórni samolotów i śmigłowców wystąpiło do Komisji Ekonomicznej EWG domagając się, aby rządy krajów „Wspólnoty” wywarły nacisk na towarzystwa przewozowe swoich krajów w kierunku nabywania przez nie sprzętu produkcji europejskiej. Poza tym postulują utworzenie wspólnej lotniczej władzy europejskiej, ustanowienie jednolitych przepisów o zdatości statków powietrznych oraz zlikwidowanie przywilejów celnych dla samolotów amerykańskich.

Należy odnotować, że wśród wymienionych wytwórni nie było przedstawicieli przemysłu lotniczego Hiszpanii i Szwecji.

Wpływ czynnika czasu na opłacalność produkcji samolotów

Czynnik czasu, w warunkach rewolucji naukowo-technicznej i zaostrzającej się walki konkurencyjnej, nabiera coraz większego znaczenia.

Liczne przykłady świadczą o tym, że w przypadku opóźnienia rynkowych dostaw samolotów pasażerskich, dyspozycyjnych czy lekkich (turystycznych), wyprodukowanych w krajach kapitalistycznych, zarówno producent, jak i przewoźnicy lotniczy mogą utracić spodziewane korzyści. Powód tego jest oczywisty: na rynku albo już znajduje się podobny sprzęt, albo samoloty dostarczane z opóźnieniem stały się przestarzałe w stosunku do innych nowych samolotów. Dlatego samoloty dostarczane „po czasie” muszą być sprzedawane po niższej cenie.

Okres istnienia samolotu można podzielić na 3 etapy: pierwszym z nich są prace projektowo-konstrukcyjne i rozwojowe, drugim — produkcja seryjna, a trzecim okres eksploatacji, modyfikacji i modernizacji.

Zasadniczym zadaniem stojącym przed wytwórcą jest skrócenie do minimum etapu prac projektowo-rozwojowych i wydłużenie produkcji seryjnej kosztem czasu tych prac. Wcześniej rozpoczęty, a następnie wydłużony w czasie, etap produkcji seryjnej w poważnym stopniu ułatwia walkę konkurencyjną („pierwszy na rynku” osiąga przeważnie sukces handlowy) i umożliwia producentowi umocnienie swej pozycji ekonomicznej w stosunku do konkurentów. Wydłużenie cyklu produkcji seryjnej przynosi jeszcze jedną istotną korzyść: amortyzacja nakładów przy dłuższej serii rozkłada się na większą liczbę sztuk, a więc producent, jeżeli zachodzi tego potrzeba, może obniżyć cenę sprzedaży.

W artykule omówiono nowoczesne metody stosowane przez duże przedsiębiorstwa w celu maksymalnego skrócenia czasu prac projektowo-rozwojowych i przyspieszenia produkcji seryjnej, dzięki czemu producent osiąga wiele korzyści ekonomicznych. Przedstawiono niektóre metody umożliwiające skrócenie czasu etapów prac projektowo-rozwojowych i przygotowanie produkcji.

W niniejszym opracowaniu zajmiemy się szerzej nowoczesnymi metodami, które duże przedsiębiorstwa stosują w celu maksymalnego skrócenia etapu prac przygotowawczych.

Pod terminem prace projektowo-rozwojowe i przygotowawcze rozumiemy następujący zakres działalności producenta:

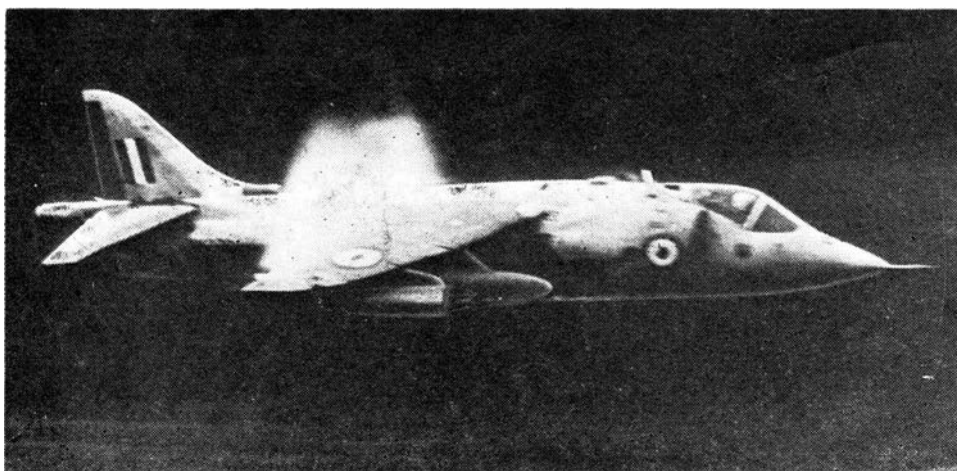
- prace projektowe (pełny cykl prac od chwili podjęcia decyzji o realizacji określonego programu do chwili oblotu),
- próby w locie i dopracowanie samolotu,
- przygotowanie seryjnej produkcji.

Skrócenie czasu prac projektowo-rozwojowych

W celu skrócenia etapu projektowania konieczne jest właściwe rozłożenie zadań projektantów i pomocniczych zespołów inżynierskich. Są to w większości fachowcy o najwyższym poziomie specjalizacji, którzy nie są jednak rytmicznie i w dostatecznym stopniu obciążeni pracą w trakcie całego cyklu powstawania samolotu a jedynie na etapie projektowania. Do tej grupy należą konstruktorzy, aerodynamicy, silnikowcy, personel prowadzący próby w tunelach aerodynamicznych itp., ich udział w zatrudnieniu amerykańskich biur projektowych stanowi przeważnie od 15 do 20% stanu załogi.

Przy następnych etapach prac przygotowawczych zatrudniony jest personel o średnich kwalifikacjach zawodowych, który można określić jako wykonawców koncepcji pierwszej grupy specjalistów.

W szczytowym okresie realizacji prac projektowo-konstrukcyjnych w tych komórkach zatrudnionych



Brytyjski samolot szturmowy pionowego startu Harrier GR1 z falą zgęszczoną nad płatem



Francuski samolot sportowy Robin HR-100

jest, w zależności od trudności projektu i wytwórni, od kilkuset do kilku tysięcy pracowników (firma Boeing).

Mając powyższe na uwadze, kierownictwo przedsiębiorstwa, powinno w taki sposób ustalać harmonogram prac, aby zapewnić ciągłość i efektywność zatrudnienia specjalistów, zwłaszcza osób o najwyższych kwalifikacjach. Jeżeli następuje przerwa pomiędzy opracowywaniem poszczególnych projektów i przekracza ona dopuszczalny okres — kierownictwo firmy kapitalistycznej z zasady zwalnia część personelu biur konstrukcyjnych, starając się jednak zachować wyspecjalizowaną kadrę należącą do pierwszej grupy.

Ta dezintegracja biur konstrukcyjnych ujemnie wpływa na ciągłość i wydajność pracy: ponownie zwerbowany personel musi się dopiero wciągnąć w zagadnienia przy opracowywaniu nowego projektu. Powoduje to z kolei okresowy spadek wydajności pracy, wydłuża etap przygotowawczy i wreszcie jakość wykonywanej z początku pracy często pozostawia dużo do życzenia.

Z przytoczonych faktów można wysnuć wniosek: kierownictwo przedsiębiorstwa powinno tak ustawiać plan swej długofalowej działalności, aby zapewniał on ciągłość pracy wszystkich biur konstrukcyjnych i rytmiczne oraz harmonijne przechodzenie do realizacji następnego programu tak, aby zajął się on bezpośrednio z poprzednim.

Istotne znaczenie dla skrócenia etapu prac przygotowawczych ma podział prac konstrukcyjnych pomiędzy przedsiębiorstwo wiodące a poddostawców, z roku na rok przejmujących coraz większą liczbę prac od głównego producenta, który już nie może objąć pełnego zakresu produkcji (coraz większa liczba elementów wymaga projektowania, konstruowania i wytwarzania w wyspecjalizowanych wytwórniach). Przykładowo 25% wszystkich elementów (nawet bez silników) samolotu McDonnell Douglas DC-10 zostało zaprojektowane i wykonane przez poddostawców, a więc o tyle też zmniejszyło się obciążenie biur konstrukcyjnych zleceniodawcy.

Analiza pracochłonności wykazała, że pomimo stałego wzrostu trudności związanych z projektowaniem nowych samolotów, których konstrukcja z generacji

na generację staje się coraz bardziej skomplikowana — terminy realizacji programów pozostały od prawie 15 lat bez zmiany, a w niektórych nawet przypadkach — skrócone. Stało się to możliwe dzięki rozbudowie zaplecza naukowo-badawczego i konstrukcyjnego. Rzecz jasna, spowodowało to bardzo poważny wzrost kosztów własnych, co z kolei wpłynęło na cenę samolotu, co jednak opłaca się i producentowi i odbiorcy z uwagi na szybszy obrót kapitału i wcześniejsze rozpoczęcie produkcji seryjnej*.

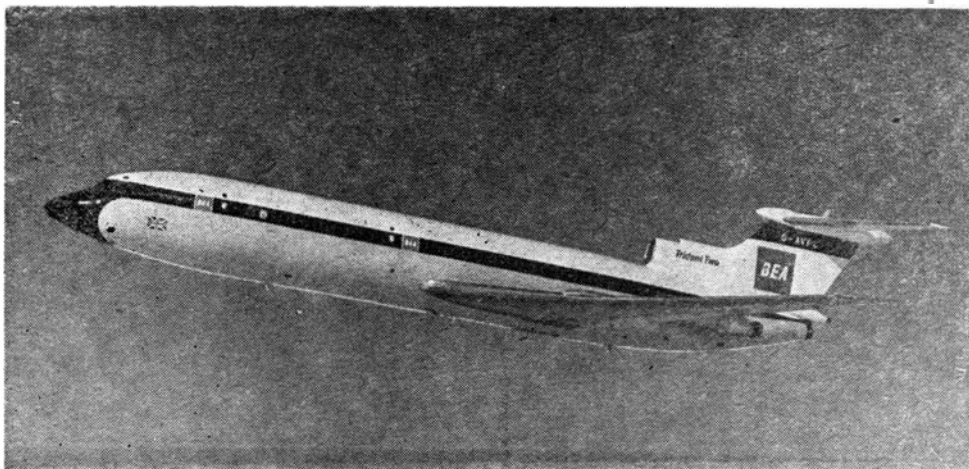
Znaczenie pracy zespołów naukowo-badawczych i biur konstrukcyjnych oraz ich wpływ na efektywność i opłacalność produkcji uwidacznia się ze szczególną ostrością począwszy od etapu wstępnej realizacji projektu, kiedy potencjalni użytkownicy składają zamówienia potwierdzone lub opcyjne na zakup nowego samolotu w oparciu o specyfikację przedstawioną przez producenta. W przypadku gdy parametry (względnie osiągi) odbiegają od oferowanych przez wytwórcę z powodu rozbieżności pomiędzy projektem biura konstrukcyjnego a rzeczywistymi cechami zbudowanego samolotu, albo też termin dostawy nie zostaje dotrzymany, gdyż wydłużył się etap prac przygotowawczych — nabywca może odstąpić od umowy i żądać wypłacenia kar wadialnych.

Producent ponosi zatem przy oferowaniu przyszłego samolotu, opierając się na materiałach biura konstrukcyjnego, poważne ryzyko handlowe, a jego wysokość w dużej mierze warunkowana jest jakością prac komórek naukowo-badawczych i rozwojowych przedsiębiorstwa.

W przypadku błędu konstrukcyjnego lub nietrafnej oceny przyszłych możliwości eksploatacyjnych samolotu, spowodowanej pośpiechem w pracy tych komórek, albo też ich niskim poziomem — wytwórca, który przyjął zamówienie może stanąć na krawędzi bankructwa, nie licząc strat niewymiernych, które już poniósł w wyniku opóźnienia dostaw.

Klasycznym przykładem strat, których przyczyną była wadliwa praca komórek naukowo-badawczych

* Sprawa wzrostu kosztów studiów oraz prac B+R została przedstawiona w „Technice Lotniczej i Astronautycznej” 1974 nr 7.



Brytyjski samolot pasażerski Trident 2E

i biura konstrukcyjnego jest sprawa (casus) samolotu Convair 880 firmy General Dynamics. Samolot ten miał się stać konkurentem najlepszych w owym czasie samolotów dalekiego zasięgu Boeing B-707 i McDonnell Douglas DC-9. Był to okres narodzin pierwszej generacji dużych odrzutowych samolotów pasażerskich, kiedy każdy nowy odrzutowy liniowiec, dostarczony w możliwie krótkim terminie mógł liczyć na klientelę (przewoźnicy lotniczy również prowadzą pomiędzy sobą bezlitosną walkę konkurencyjną).

Otóż w roku 1955 amerykańska firma General Dynamics przystąpiła do pracy nad odrzutowym pasażerskim samolotem Convair 880, licząc na duży sukces handlowy. Te nadzieje okazały się jednak płonne. Słabe przygotowanie zaplecza naukowo-badawczego i biura konstrukcyjnego było dla niej fatalne: firma musiała dokonywać licznych poprawek (statecznik pionowy był 6 razy przekonstruowywany), a czas płynął. Po przekroczeniu prekluzyjnego terminu dostaw General Dynamics musiał wypłacić sumy gwarancyjne towarzystwom przewoźniczym, które te samoloty zamówiły. Z powodu niedopracowania konstrukcji wstrzymano produkcję seryjną i przeprowadzono dodatkowe prace naukowo-badawcze. Łączne straty firmy, będące wynikiem złej pracy biura konstrukcyjnego, w latach 1960/1961 wyniosły ponad 425 mln dolarów.

Intensyfikacja badań aerodynamicznych

Istotny wpływ na skrócenie etapu prac projektowych i prób w locie ma zintensyfikowanie przebiegu badań prowadzonych nad aerodynamiką nowego samolotu lub jego kolejnych odmian w tunelach aerodynamicznych. Intensyfikacja tych procesów jest cechą charakteryzującą współczesne metody i organizację prac projektowych w związku z coraz bardziej skomplikowaną konstrukcją nowego sprzętu latającego. Na przykład koncern McDonnell Douglas w ciągu 1 roku poświęcił na badania tunelowe nad samolotem DC-10 (odmiana podstawowa) 12 000 godzin, prowadzone w 12 tunelach aerodynamicznych.

Zwiększenie czasu badań w tunelach aerodynamicznych umożliwia producentom (zwłaszcza dużych samolotów) zoptymalizować aerodynamiczny kształt wyrobu dla uzyskania jak najkorzystniejszych osiągnięć i własności samolotu. Ta działalność przynosi korzyści dwu rodzajów: po pierwsze skraca etap prób w

locie i po drugie potwierdza (albo nie, w tym przypadku wprowadza się poprawki), czy lotne charakterystyki samolotu zgodne są z założeniami konstrukcyjnymi i ofertą złożoną przyszłym nabywcom.

Wpływ badań wytrzymałościowych

Podobnie jak i w badaniach tunelowych, właściwie ustawiona organizacja prób wytrzymałościowych i zmęczeniowych może wywrzeć pożądany wpływ na skrócenie prób.

Niektóre wytwórnie dążą do wyprzedzenia etapu prac konstrukcyjnych przez badania zmęczeniowe, aby już uzyskane wyniki wykorzystać przy projektowaniu.

Taka kolejność pracy w czasie może znaleźć zastosowanie wówczas, gdy zostaną wcześniej opracowane typowe węzły i elementy konstrukcyjne do przebadania lub gdy istnieją warunki wykorzystania materiałów z badań przeprowadzonych nad samolotami poprzedniej generacji.

Jeszcze raz powracamy do praktyki koncernu McDonnell Douglas.

Firma ta w trakcie prac konstrukcyjnych nad samolotem DC-10 wykorzystwała wyniki badań wytrzymałościowych i zmęczeniowych, przeprowadzonych przy produkcji poprzedników tego powietrznego autobusu, tj. nad samolotami DC-8 i DC-9, co pozwoliło na poważne skrócenie zakresu badań nad najnowszym trójsilnikowym samolotem dalekiego zasięgu DC-10. McDonnell Douglas musiał przeprowadzić nowe badania tylko nad 600 częściami konstrukcji DC-10.

Znaczenie prób makietowych

Przodujące przedsiębiorstwa samolotowe dużo uwagi poświęcają technologii montażu, gdyż i od tego czynnika zależy skrócenie czasu prac przygotowawczych.

Poszczególne zespoły płatowca zabudowuje się na makiecie, po czym sprawdza się funkcjonalność ich montażu i demontażu oraz, czy przy tych czynnościach nie będą zawadzały nietrafne rozmieszczenie instalacji np. elektrycznej, hydraulicznej, tlenowej, elementy układu sterowania itp.

W dyskusji nad funkcjonalnością makiety i rozmieszczeniem wewnętrznych instalacji biorą udział projektanci, konstruktorzy, technolodzy wydziałów

produkcyjnych i delegaci reprezentujący pionry handlowy i posprzedażnego serwisu technicznego.

Wymienione osoby mają prawo i obowiązek żądać przeprowadzenia poprawek i zmian w konstrukcji, gdy stwierdzą lub tylko odniosą uzasadnione wrażenie, iż w czasie montażu, demontażu, eksploatacji czy obsługi posprzedażnej mogą wyłonić się trudności wynikające z niefunkcjonalnego rozwiązania układu elementów lub zespołów.

Po załatwieniu tych wewnętrznych reklamacji i wniosków, zgłaszanych przez przedstawicieli poszczególnych pionów, istnieje zwyczaj zapraszania potencjalnych nabywców (przewoźników lotniczych, a przy lekkich samolotach dyspozycyjnych, turystycznych itp. — dealerów), dla ostatecznego ustalenia układu kompozycyjnego samolotu.

Z doświadczeń McDonnell Douglasa wynika, że częstokroć konieczne są daleko posunięte modyfikacje. Trzy, a nawet czterokrotne zmiany układu konstrukcji instalacji nie należą do rzadkości, zanim i producent i nabywca uzgodnią optymalny układ.

W celu uniknięcia konieczności likwidowania usterek, które ujawnią się dopiero w czasie seryjnej produkcji elementów oraz wykorzystania najbardziej nowoczesnej technologii ich obróbki i nowych materiałów, każdy element konstrukcyjny płatowca jest uprzednio wytwarzany jako wzorcowy w skali 1:1 lub w pomniejszeniu. Tak np. McDonnell Douglas przed przystąpieniem do seryjnej produkcji trudniejszych elementów (frezowanie odkuwek o skomplikowanym kształcie) sprawdza prawidłowość perforacji taśm dla obrabiarek sterowanych numerycznie przez wykonanie próbnego elementu z aluminium. W ten sposób unika się przerw w produkcji seryjnej, które mogłyby wystąpić, gdyby nie sprawdzono uprzednio zgodności wykonania elementu z założeniami konstrukcyjnymi i technologicznymi.

Poważną oszczędność czasu przynosi przeprowadzenie prac przygotowawczych do produkcji seryjnej na metalowej makiecie będącej repliką projektu przyszłego samolotu. Na tej makiecie jeszcze przed rozpoczęciem montażu pierwszego samolotu ustala się i zestawia wewnętrzne wyposażenie kadłuba i płatów. Po przekazaniu samolotu do produkcji seryjnej ta makieta używana jest dla prezentowania klientom różnych opcyjnych rozwiązań wnętrza i układów wyposażenia, dzięki czemu unika się dokonywania tych czynności na egzemplarzach znajdujących się na linii montażowej, co również hamowałoby tempo pracy.

Przyspieszenie prób w locie

Wpływ czynnika czasu na opłacalność produkcji szczególnie wyraziście występuje na następnym etapie prac przygotowawczych — w okresie przeprowadzania prób w locie. Okres ten można określić jako „martwy sezon” produkcji. Wówczas bowiem jedynie sprawdza się, czy płatowiec, silnik i zespół płatowiec-silnik odpowiadają założeniom konstrukcyjnym. Więcej nawet: etap badań prototypów w locie jest „sezonem podwójnie martwym”: po pierwsze upływa czas kalendarzowy, po drugie zaś stale rozwijający się w trakcie tych prac postęp techniczny powoduje obniżenie wartości dotychczasowych osiągnięć, które producent uzyskał na pierwszym etapie prac przygotowawczych (studiów, projektowania, prac konstrukcyjnych itp.).

Skrócenie kalendarzowego terminu prób w locie można osiągnąć przez wprowadzenie zmian w metodzie budowy prototypów, udoskonalenie techniki i technologii badań i wreszcie przez zintensyfikowanie samego procesu prób w locie.

Dobrze pojęty przez producentów doniosły wpływ czynnika czasu na sukces wytwórczy i handlowy przedsiębiorstwa doprowadził do ustalenia odmiennych niż jeszcze przed kilkunastu laty metod budowy prototypów oraz prowadzenia prób w locie, co w rezultacie umożliwiło skrócenie okresu między zakończeniem prac przygotowawczych a rozpoczęciem produkcji seryjnej.

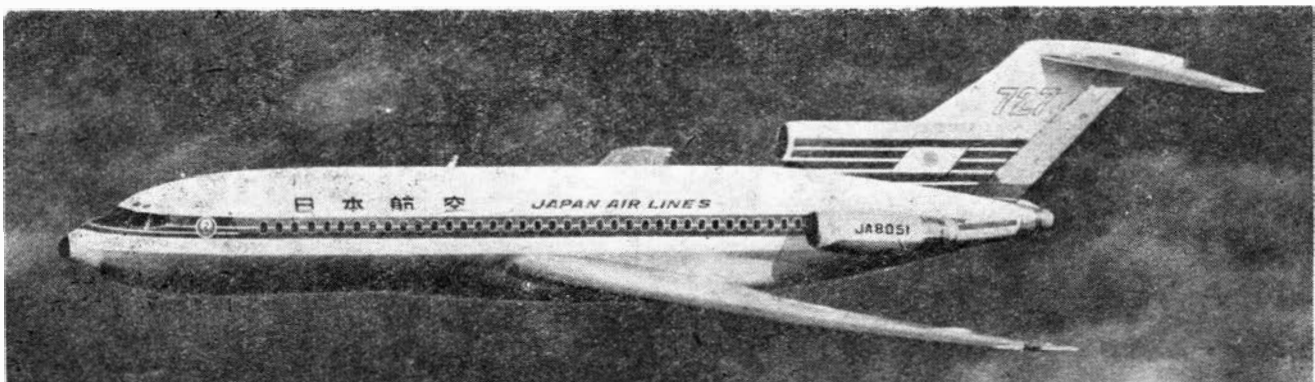
a. Metoda tradycyjna. Metoda ta polegała na możliwie szybkim zbudowaniu jednego lub kilku prototypów, przy czym stosuje się uproszczoną warsztatową organizację wytwarzania, a ich wykonanie zleca się specjalnej grupie najbardziej wykwalifikowanych pracowników zatrudnionych w wydzielonych komórkach organizacyjnych.

Po zakończeniu pełnego cyklu badań w locie opracowuje się analizę otrzymanych wyników i dopiero wtenczas, w przypadku uzyskania pozytywnej odpowiedzi, wprowadza się samolot do produkcji seryjnej.

Metoda ta, charakteryzująca się ściśle określoną kolejnością poszczególnych etapów pracy i dokładnością badań umożliwia uniknięcie ryzyka wykrycia wad ukrytych, a nawet usterek w trakcie eksploatacji sprzętu, gdyż na etapie prób sprawdza się prawidłowość wszystkich założeń konstrukcyjnych i dokonuje się koniecznych modyfikacji, które następnie zostaną zastosowane w produkcji seryjnej.

Jednak w miarę wzrostu wpływu czynnika czasu na opłacalność produkcji tę metodę stosuje się rza-

Boeing 727 — amerykański konkurent Tridenta



dziej (jest ona wyjątkowo czaso- i pracochłonna), prawie wyłącznie przy pracach nad nowatorskimi rozwiązaniami, prezentującymi często nowy, rewolucyjny etap w rozwoju przemysłu lotniczego, przy wojskowych i cywilnych samolotach eksperymentalnych, kiedy chodzi o sprawdzenie w praktyce nowych koncepcji lub rozwiązań konstrukcyjnych (np. w przypadku samolotów pionowego startu i lądowania, samolotów bojowych o zmiennej geometrii płatów itp.).

b. Metoda tradycyjna z przyspieszonym momentem decyzji. W odróżnieniu od poprzedniej metody, podjęcie decyzji w sprawie uruchomienia produkcji seryjnej następuje nie po zakończeniu pełnego cyklu badań w locie, ale po wylataniu przez ustaloną liczbę prototypów (przeważnie przez dwa), zbudowanych przez wyspecjalizowanych fachowców i przy uproszczonej organizacji produkcji w odrębnych wydziałach prototypowych pewnej z góry określonej liczby godzin (przeważnie 100 godzin).

Ta metoda umożliwia drastyczne skrócenie czasu koniecznego między zakończeniem budowy prototypów a przystąpieniem do produkcji seryjnej.

Na etapie prób w locie przy stosowaniu tej metody zwraca się szczególną uwagę na zbadanie prawidłowości konstrukcji, aerodynamikę i funkcjonalność badanego prototypu, pozostałe zaś problemy są dopracowywane w trakcie dalszych prób prowadzonych już po rozpoczęciu produkcji.

c. Metoda prowadzenia prób w locie na samolotach przedseryjnych. Do prób w locie w celu zaoszczędzenia czasu przeznaczają się prototypy zbudowane (i to jest zasadnicza różnica w stosunku do poprzednio opisanych procesów) na linii przewidzianej do wykorzystania w późniejszej produkcji seryjnej. Dlatego też w nomenklaturze technicznej przeważnie używa się określenia „samoloty przedseryjne”, a nie „prototypy”, gdyż niejako reprezentują one pierwszy etap produkcji seryjnej.

Metoda ta daje duży zysk w czasie: równocześnie bowiem prowadzi się próby w locie i kończy organizację (technologia produkcji, oprzyrządowanie, harmonogramy itp.) seryjnej budowy samolotów.

Coraz częściej stosuje się tę metodę przy próbach w locie samolotów zasadniczo konwencjonalnych, do konstrukcji których wprowadza się pewne udoskonalenia. Z małych firm, produjących jednak w dzie-

dzinie organizacji produkcji i zarządzania, metodę tę stosuje francuski producent lekkich samolotów klasy turystycznej — Robin i uzyskuje doskonałe wyniki techniczne i ekonomiczne. Jest to przedsiębiorstwo, które potrafiło do minimum skrócić okres prac przygotowawczych.

d. Metoda prowadzenia prób w locie na samolotach seryjnych. Ta metoda streszcza się do wykorzystania przy próbach w locie kilku pierwszych samolotów, które zeszyły z taśmy przygotowanej do produkcji seryjnej. Jest ona szeroko stosowana przez amerykańskich producentów przy budowie rozwojowych odmian istniejących konwencjonalnych samolotów odrzutowych. (Robin również kolejne odmiany swych samolotów przeznaczonych do prób w locie wytwarza od razu jako seryjne).

Okres prób w locie samolotów pasażerskich na tej zasadzie przeważnie nie przekracza 11 miesięcy.

Intensyfikacja przebiegu prób w locie. Intensyfikacja procesu prób w locie i uzyskanie maksimum informacji z każdej godziny lotu jest również jednym z czynników, które wpływają na przyspieszenie prac przygotowawczych i wcześniejsze przystąpienie do produkcji seryjnej. Intensyfikacja tej działalności w dużej mierze zależy od organizacji przebiegu prób, liczby samolotów użytych do badań oraz ich efektywnego wykorzystania. W przypadku np. samolotu Caravelle próby prowadzono tylko na dwu samolotach i pomimo dużej stosunkowo liczby wylatanych godzin w miesiącu, badania przeciągnęły się na 4 lata. Obecnie praktyka wykazała, że optymalna liczba samolotów dla prób w locie powinna wynosić 4—5 sztuk.

Duże znaczenie dla intensyfikacji procesu prób w locie ma właściwe uzbrojenie badanego samolotu w bogatą i zróżnicowaną pokładową aparaturę pomiarową, rejestrującą i opracowującą samodzielnie otrzymane wyniki.

Przedsiębiorstwa amerykańskie wykorzystują do tego celu wszystkie najbardziej nowoczesne osiągnięcia techniki pomiarowej i obliczeniowej. McDonnell Douglas zapłacił za komplet takiej aparatury 5 mln dol., co mu się jednak, jak to oświadczył rzecznik firmy, opłaciło dzięki skróceniu czasu prób w locie w stosunku do harmonogramu o 2,5 miesiąca.

Należy jeszcze podkreślić fakt wykorzystania przez duże wytwórnie w maksymalnym stopniu badań laboratoryjnych poprzedzających próby w locie i kon-

Amerykański samolot pasażerski Convair CV 880 M, który przegrał walkę konkurencyjną z samolotami Boeing 707 i Douglas DC-8



Program 1 wykonywanie prób w locie samolotów B-727 i Trident

Typ samolotu	Liczba wylatanych godzin na 1 samolot	Liczba samolotów	Liczba samolotomiesięcy	Miesięczna liczba wylatanych godzin na samolot	Czasokres prób ogółem miesiący
Boeing 727	1100	4	35	35	9
Trident	1800	5	76,5	23	24

tynuowane w trakcie ich prowadzenia. Np. producenci amerykańscy poświęcają na prace laboratoryjne do 75% czasu przeznaczanego na próby. Niektóre próby poprzedza się badaniami na symulatorze lotu — zbudowanym dla danego typu samolotu.

Intensywna działalność przedsiębiorstw amerykańskich zmierzająca do skrócenia etapu prac przygotowawczych jest jednym z tych czynników, które znacznie ułatwiają Amerykanom odnoszenie zwycięstwa w walce konkurencyjnej z europejskimi współzawodnikami.

Jako przykład może służyć analiza czasu przebiegu prób w locie samolotów Boeing B-727 i brytyjskiego Hawker Siddeley Trident, będących przedstawicielami tej samej klasy samolotów, które prawie jednocześnie rozpoczęły próby w locie.

Analiza wyraźnie wykazuje, że Boeing przy mniejszej liczbie godzin nalotu na 1 samolot (1100 i 1800 godzin), lecz większej liczbie godzin wylatanych miesięcznie przez 1 samolot (35 i 23) uzyskał o półtora roku wcześniej świadectwo zdatności do lotów niż jego angielski konkurent.

Metody produkcji

Dobrze rozumiany czynnik czasu, jego skrócenie, zmusza producentów samolotów, którzy chcą wykorzystać *handicap* wcześniejszego rzucenia wyrobów na rynek, do stałego poszukiwania nowych rozwiązań technologii montażu, umożliwiających przyspieszenie tego procesu. Charakterystycznym przykładem jest nowa metoda montażu seryjnych samolotów zainicjowana przez koncern McDonnell Douglas przy realizacji programu samolotu DC-10.

Amerykański koncern był pierwszym producentem w świecie, który zastosował modułową metodę montażu. Metoda ta polega na odrębnym montażu wyposażenia wewnętrznego (instalacja elektryczna, hydrauliczna, maty izolacyjne, płyty obudowy, wystrój dekoracyjny kabiny pasażerskiej, inne elementy samolotu) w każdej z czterech części samolotu, które następnie łączy się ze sobą. Poprzednio instalowanie wymienionych elementów wykonywano dopiero po zespoleniu wszystkich osobno budowanych części płatowca.

Zdaniem rzeczników koncernu metoda modułowa umożliwia znaczne skrócenie montażu końcowego.

Rozwój tempa produkcji

Z punktu widzenia handlowego rzeczą niezmiernie wagi jest doprowadzenie w jak najkrótszym czasie tempa produkcji seryjnej do przewidzianej w planie realizacji programu. Praktyka bowiem wykazuje, że szczytowy popyt na nowy typ samolotu przypada

wkrótce po rzuceniu pierwszej partii towaru na rynek, dlatego jasne jest, że im większe jest tempo produkcji początkowej, tym wytwórca ma więcej szans na umocnienie swej pozycji na rynku, a następnie, dokonując udoskonaleń i przeprowadzając, czasem daleko posunięte modyfikacje, będzie zwiększał uzyskany sukces (np. DC-10 i modyfikacja DC-10-20, 30 i 40; Boeing 747 i 747 SP itp.).

Producent, gdy przystępuje do planowania optymalnego tempa opiera się o kilka parametrów, jak popyt rynkowy na dany typ samolotu, wyniki akcji marketingowej, która przyniosła mu w rezultacie zamówienia potwierdzone i opcyjne, wreszcie o własne zasoby finansowe, przewidywane kredyty i środki produkcji.

Nowe inwestycje

Na etapie wstępnego planowania realizacji projektu przyszłego samolotu przedsiębiorstwo przeprowadza szczegółową analizę mocy produkcyjnych znajdujących się w jego dyspozycji oraz stopnia ich obciążenia realizacją innych programów produkcyjnych. W wyniku takiej analizy wyłania się kwestia czy dla realizacji nowego programu wystarczą posiadane moce, czy też w przewidywaniu poważnych korzyści opłaca się zainwestować w budowę fabryk, jeżeli posiadana baza wytwórcza nie zapewnia wykonania planowanych zadań.

Z tego powodu np. McDonnell Douglas planując realizację programu samolotu DC-10 wydatkował na inwestycje stałe (jedynie w zakładach Long Beach) 54 mln dolarów. Podobnie i Boeing, który z uwagi na wielkie wymiary samolotu Jumbo Jet B-747 (brak odpowiednich hal dla montażu) i prawie całkowite obciążenie posiadanej bazy produkcyjnej — powziął w połowie 1966 roku decyzję budowy nowego zakładu. W rok później nowa inwestycja została zakończona i firma natychmiast przystąpiła do budowy makiety roboczej samolotu, na której wypróbowano montaż wszystkich elementów instalacji (o tej metodzie już była mowa). 30 września 1968 roku nowe zakłady opuścił pierwszy samolot Jumbo Jet.

Francuska firma Dassault-Breguet do produkcji kolejnych odmian samolotów dyspozycyjnych Falcon (Falcon 10, 25, 30 i projektowany Falcon 50) oraz samolotu średniego zasięgu Mercure, następcy popularnej Caravelle, wybudowała cztery wytwórnie. Podobne przykłady można mnożyć. W tym przypadku mamy do czynienia z nowym czynnikiem: tempem inwestycji, od którego również w poważnej mierze zależy przyspieszenie realizacji produkcji seryjnej, a zatem i wcześniejsze wejście nowego produktu na rynek zbytu.

Dokończenie na str. 16

Niektóre problemy układu kaczki

Część 1

Oznaczenia

- S_s — powierzchnia skrzydła
- S_u — powierzchnia usterzenia
- $\sigma = \frac{S_u}{S_s}$ — stosunek powierzchni usterzenia do powierzchni skrzydła
- c_s — średnia cięciwa skrzydła
- c_u — średnia cięciwa usterzenia
- α — kąt natarcia skrzydła
- β — kąt zaklinowania usterzenia względem skrzydła
- C_{mos} — współcz. nik momentu skrzydła przy $C_z = 0$
- C_{zs} — współczynnik siły nośnej skrzydła
- C_{xs} — współczynnik oporu skrzydła
- C_{mou} — współczynnik momentu usterzenia przy $C_z = 0$
- C_{zu} — współczynnik siły nośnej usterzenia
- C_{xu} — współczynnik oporu usterzenia
- l — odległość środka wyporu układu kaczki od środka aerodynamicznego skrzydła
- L — odległość środka aerodynamicznego usterzenia od środka aerodynamicznego skrzydła
- b — rozpiętość
- λ — wydłużenie
- q — ciśnienie dynamiczne
- ε — kąt odchylenia strug za płatem
- e — odległość za krawędzią spływu, gdzie wir podkowyasty jest w pełni uformowany.

W ostatnich latach wzrosło bardzo zainteresowanie układem kaczki, ze względu na niektóre korzystne jego właściwości. Historycznie rzecz biorąc, należy stwierdzić, że samolot braci Wright, na którym dokonano pierwszego udanego wzlotu, był właśnie dwupłatową kawką. Układ ten został jednak potem z różnych względów wyparty przez układ konwencjonalny. Można ocenić, że głównym powodem była najpierw trudność realizacji tego układu przy jednosilnikowym i jednośmigłowym napędzie ówczesnych samolotów, a następnie potrzeby wojenne. Te ostatnie skłaniały bowiem do budowy samolotów jak najzwrotniejszych i zdolnych do wielu ewolucji, a w tym także do lotu plecowego, do którego układ kaczki wybitnie nie nadaje się. Bogate doświadczenia z tego okresu ukierunkowały również i powojenny rozwój lotnictwa.

W związku z tym nie rozeznano pewnych osobliwych właściwości tego układu, odróżniających go znacznie od układu konwencjonalnego i nie wykonano tak szczegółowych badań aerodynamicznych, jak to zrobiono w przypadku zwykłego układu, z usterzeniem wysokości umieszczonym za skrzydłem głównym. Celem tego opracowania jest więc zwrócenie uwagi zarówno na wiele zalet układu kaczki, jak i na trudności, na jakie natrafi konstruktor przy jego realizacji. Ze względu na interesujący nas zakres prędkości, nie będziemy omawiali obszaru objętego wpły-

Przedmiotem analizy jest wpływ przedniego usterzenia kaczki na aerodynamikę skrzydła, zagadnienie stateczności podłużnej i bocznej, wpływ podmuchów na wielkość obciążeń oraz niektóre, praktycznie zaobserwowane zjawiska związane ze statecznością dynamiczną samolotu o tym układzie.

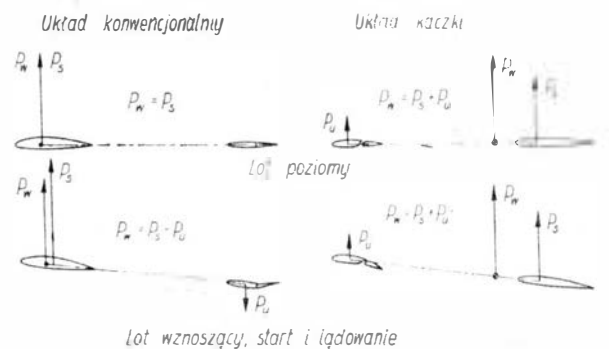
Uwagi i spostrzeżenia ograniczają się do omówienia niektórych szczególnych własności układu kaczki latającej z niewielkimi prędkościami ($Ma < 0,5$).

wem ściśliwości powietrza, a więc liczb Macha od 0,5 wzwyż, ograniczając się do prędkości niewielkich. Wiele zjawisk zostanie omówionych jedynie jakościowo ze względu na brak danych.

W młnionym czasie powstała pewna liczba konstrukcji typu kaczka, jednak informacje odnośnie ich własności i osiągow są raczej fragmentaryczne i nie dają poglądu na całość problemu. Poza pionierskimi konstrukcjami pierwszego dziesięciolecia dwudziestego wieku, o których niewiele wiadomo, pojawiły się m.in. następujące konstrukcje: belgijska kaczka-mysliwiec z pierwszej wojny światowej, Focke F19a Ente, SS-Stefanutti, P-56 Ascender, radziecka konstrukcja Mikojana i Guriewicza, japońska Shinden, angielska Miles i polski szybowiec IS-5 konstrukcji inż. T. Kostii i inż. I. Kaniewskiej, zaś ostatnio angielska LDA konstrukcji D. Lockspeisera oraz amatorska Vari-Viggen. Publikowane wiadomości o wszystkich tych konstrukcjach są raczej bardzo skąpe z wyjątkiem F19a Ente.

Niezależnie od wymienionych konstrukcji, w ostatnich latach pojawia się coraz więcej samolotów nadźwiękowych o układzie typu kaczki, częściowo dla polepszenia ich własności przy małych prędkościach lotu (Milan, Tu-144), lecz głównie w celu zmiany położenia środka parcia przy przejściu do lotu nadźwiękowego (XB-70 Valkyrie, SAAB-37 Viggen, XFW-12a).

Obecnie, gdy układ konwencjonalny został, praktycznie biorąc, wyeksploatowany do maksimum, wydaje się celowe zbadanie możliwości układu kaczki. Układ ten ma tę podstawową zaletę, że usterzenie poziome tego układu bierze udział w unoszeniu ciężaru, podczas gdy w układzie zwykłym służy ono w zasadzie do ustatecznienia samolotu oraz do sterowania nim. Przy zwiększaniu się kąta natarcia siła nośna



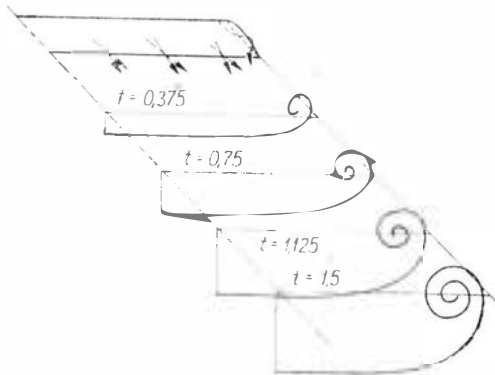
1. Korzyści zastosowania układu kaczki

usterzenia układu kaczki wzrasta i sumuje się z siłą nośną skrzydła głównego, podczas gdy przy układzie zwykle stosowanym dla górnopłatów siła na usterzeniu poziomym ma przy większych kątach natarcia kierunek ujemny (ku dołowi) i odejmuje się od siły nośnej wytwarzanej przez skrzydło właściwe (dla dolnopłatów bywa dodatni). W układzie kaczki daje to w rezultacie około 20% zysku w wielkości siły nośnej, jak to pokazano na rys. 1, przy wzroście oporu indukowanego usterzenia wysokości. Układ kaczki oferuje więc konstruktorowi, w pewnym sensie bezpłatnie i prawie bez wzrostu ciężaru, dodatkową powierzchnię nośną, zmniejszającą obciążenie jednostkowe, skracającą długość startu i lądowania oraz umożliwiającą uzyskiwanie większych prędkości wznośzenia.

Wpływ odchylenia strug za usterzeniem na skrzydło w układzie kaczki

W normalnym, konwencjonalnym układzie całe usterzenie znajduje się w środkowej części obszaru strug odchylonych przez skrzydło, co wymaga jedynie uwzględnienia średniego kąta odchylenia tych strug wzdłuż rozpiętości usterzenia. Wobec tego, że rozpiętość skrzydła jest około trzykrotnie większa od rozpiętości usterzenia poziomego przyjmuje się, że kąt odchylenia strug jest stały wzdłuż całej rozpiętości usterzenia i jest równy kątowi odchylenia w płaszczyźnie symetrii samolotu.

W układzie kaczki sytuacja jest znacznie bardziej skomplikowana, ponieważ strugi spływające z przedniego usterzenia zniekształcają w znacznie większym



2. Proces tworzenia się wiru podkowiastego wg R. R. Clementsa i D. J. Maulla [12]

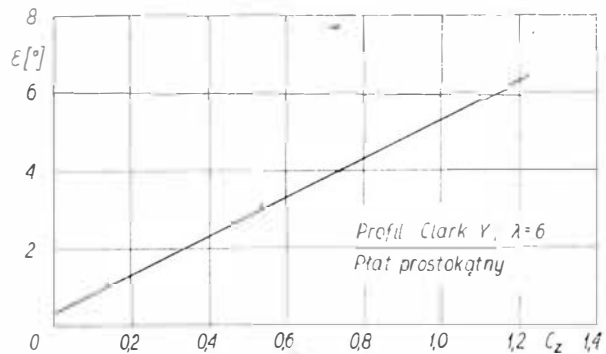
stopniu opływ na skrzydło. Warstwa wirowa odrywająca się od krawędzi spływu usterzenia w bliskości skrzydła dopiero w początkowej fazie zwijania się i wir podkowiasty nie jest jeszcze całkowicie ukształtowany. Utrudnia to wyznaczenie pola prędkości tuż przed skrzydłem, choć z drugiej strony stwarza warunki, w których w miarę zbliżania usterzenia do skrzydła, zmniejszają się gradienty prędkości, w porównaniu z przypadkiem warstwy wirowej w pełni zwinętej. Wobec tego, że zjawisko jest zależne od czasu, wielkości i rozkładu cyrkulacji, a więc i od współczynnika siły nośnej C_z związanego z kątem

natarcia, oraz od kształtu obrysu płata i jego wydłużenia, zagadnienie obliczenia kątów odchylenia strug na skrzydło w układzie kaczki jest bardzo złożone i przedstawia znaczne trudności rachunkowe. Jest ono bardzo pracochłonne, nawet z pomocą maszyn matematycznych, chociaż przy użyciu numerycznych metod iteracyjnych uzyskuje się dość dobrą zgodność z wynikami dmuchań tunelowych [9].

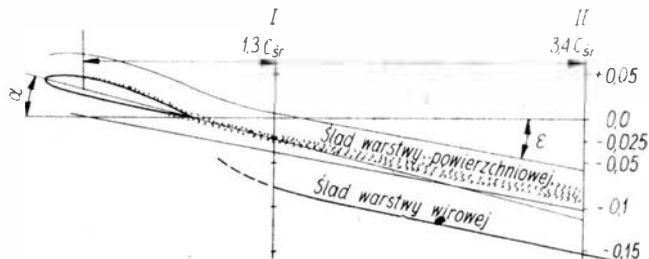
Przyczyną odchylenia strug jest warstwa tworząca się na powierzchni nieciągłości przepływu rozpoczynającej się na krawędzi spływu płata o skończonym wydłużeniu. Różnice ciśnień na dolnej powierzchni skrzydła (nadciśnienie) i górnej (podciśnienie) są przyczyną przepływu powietrza na końcach płata z jego dolnej powierzchni na grzbietową. Przepływ ten powoduje, że strugi spływające z grzbietowej części płata nie są równoległe do strug omywających dolną powierzchnię. Strugi na grzbietowej części skrzydła są bowiem zwrócone skośnie w kierunku do płaszczyzny symetrii zbiegając się, zaś strugi na dolnej części są skierowane skośnie na zewnątrz, od płaszczyzny symetrii, rozbiegając się. Na powierzchni zetknięcia się tych nierównoległych strug powstają za krawędzią spływu zawirowania, których energia przekształca się ostatecznie w energię wiru podkowiastego po jego całkowitym zwinięciu się. Strugi bezpośrednio stykające się ze sobą na powierzchni nieciągłości przepływu tworzą warstwę wirową.

Napływ powietrza ku środkowi na górnej stronie warstwy wirowej oraz odpływ na zewnątrz na dolnej powoduje w rezultacie wyginanie się jej i odchylenie strug ku dołowi.

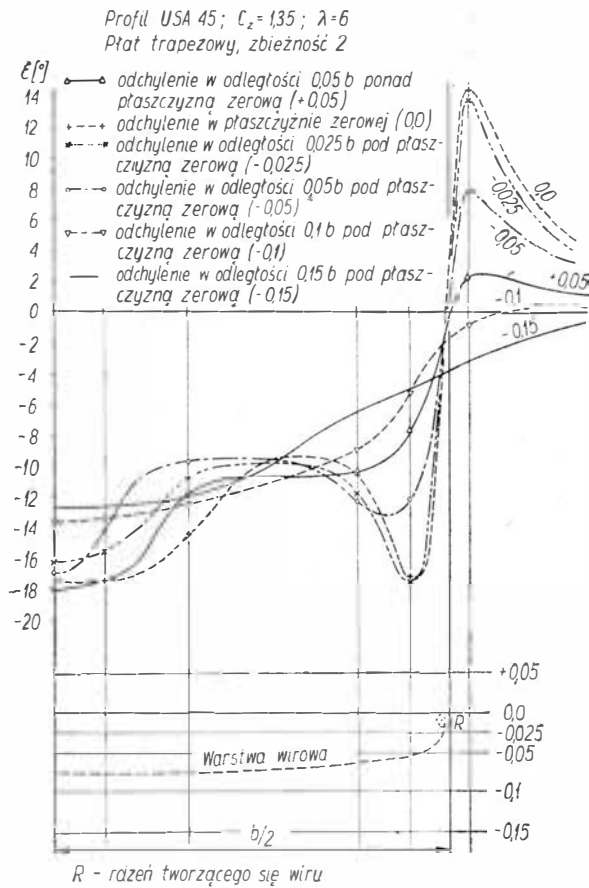
Proces zwijania się warstwy wirowej i tworzenia się wiru podkowiastego jest pokazany na rys. 2 [12]. Odległość poszczególnych przekrojów za krawędzią



3. Kąt odchylenia strug ϵ w zależności od C_z [11] (mierzone w płaszczyźnie symetrii)



4. Kąt odchylenia strug za skrzydłem ϵ (w płaszczyźnie symetrii). Profil USA 45; płat trapezowy o zbieżności 2. $C_z = 1,35$; $\lambda = 6$



5. Kąt odchylenia strug za płatem ϵ w odległości $1,3 C_{\delta r}$, licząc od środka aerodynamicznego (0,25c)

splywu została podana w jednostkach czasu bezwymiarowego. W jednostkach rozpiętości skrzydła odległość ta wyraża się wzorem:

$$X = \frac{b \cdot \lambda \cdot t}{2C_z} \quad (1)$$

gdzie t oznacza czas bezwymiarowy.

Na rysunku 3 pokazano wykres zmierzonych doświadczalnie kątów odchylenia strug ϵ w zależności od współczynnika siły nośnej C_z dla prostokątnego płata o profilu Clark Y oraz wydłużeniu 6. Kąt odchylenia mierzono w płaszczyźnie symetrii [11].

Dla porównania na rysunkach 4, 5 i 6 podano kąty odchylenia strug ϵ za trapezowym płatem o profilu USA 45 i zbieżności 2, w odległości 1,3 oraz 3,4 średniej cięciwy za osią środków aerodynamicznych. Wielkość kątów odchylenia wzdłuż rozpiętości wyznaczono w odległościach $+0,05b$; $0,0b$; $-0,025b$; $-0,05b$; $-0,1b$ oraz $-0,15b$ od płaszczyzny poziomej zawierającej krawędź spływu (rys. 4). Pomiary zostały wykonane przy $C_z = 1,35$.

Wyniki pomiarów wskazują na występowanie dużych gradientów kątów odchylenia strug ϵ (a więc i związanych z nimi prędkości pionowych) w bliskości rozpiętości skrzydeł, przesuwa się równolegle od osi podłużnej samolotu ku tyłowi. Gradienty te są związane z kształtowaniem się wiru podkwasowego i zwiększają się w miarę tego jak odległość za skrzydłami rośnie.

Różnice pomiędzy wykresami na rys. 5 i 6 są widoczne i nasuwają wniosek, że po wykonaniu obliczeń, konieczne jest sprawdzenie ich zgodności z wynikami dmuchań tunelowych.

Z załączonych wykresów widać, że kąt odchylenia strug w płaszczyźnie symetrii jest w rzeczywistości większy, niż to wynika zarówno z wzoru teoretycznego dla eliptycznego rozkładu cyrkulacji:

$$\epsilon = 57,3 \frac{2 \cdot C_z}{\pi \cdot \lambda} \quad (2)$$

jak i z ogólniejszego wzoru przybliżonego podanego przez Ostosławskiego [13]:

$$\epsilon = \frac{46,2}{\lambda} x_1 \cdot x_2 \cdot x_3 \cdot C_z \quad (3)$$

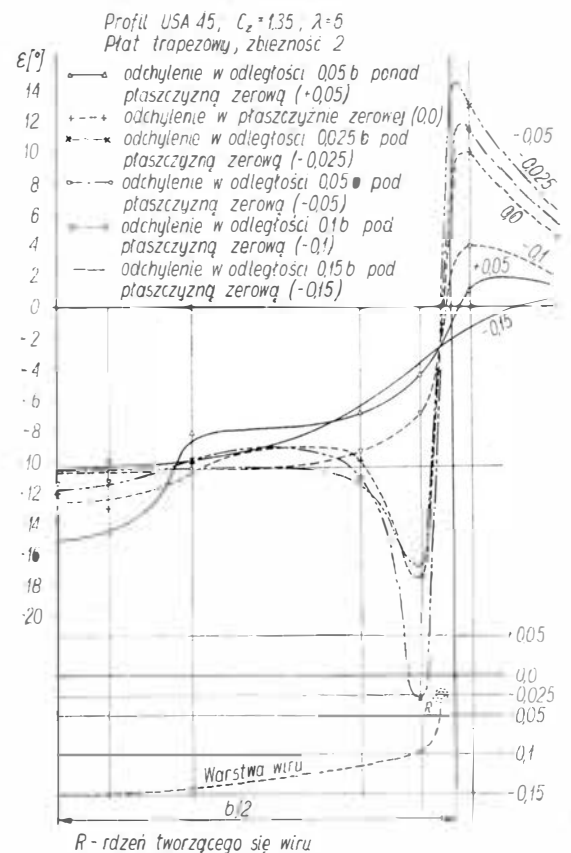
gdzie współczynnik x_1 uwzględnia zbieżność obrysu płata

współczynnik x_2 uwzględnia odległość za krawędzią spływu

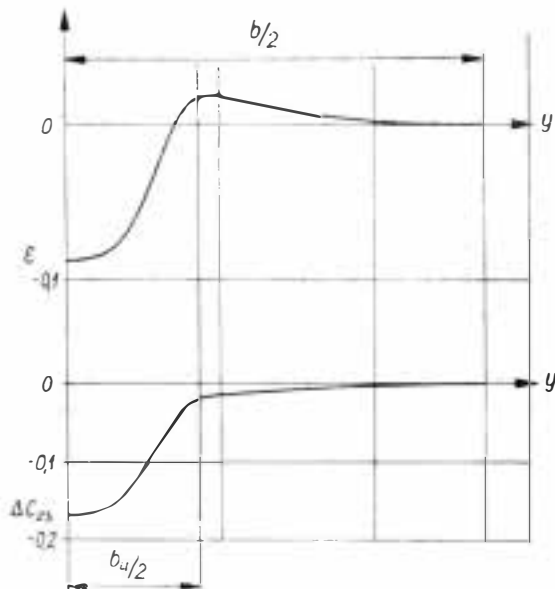
współczynnik x_3 uwzględnia wysokość w stosunku do krawędzi spływu

Różnice te zmniejszają się w miarę oddalania się od badanego płata, co jest logiczne, ponieważ wzory teoretyczne są ważne dla strug w odległościach dostatecznie wielkich za skrzydłem.

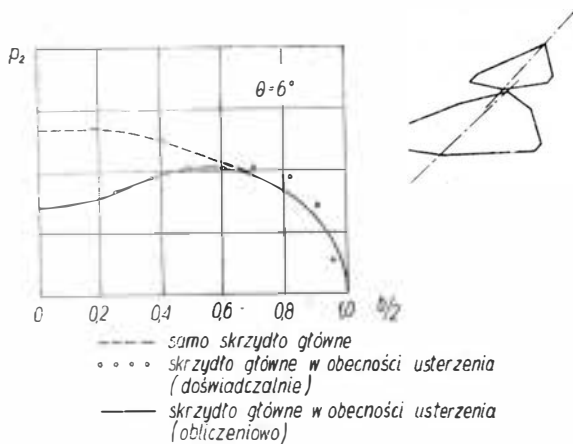
Ogólnie biorąc, przepływ można uważać za zgodny z teorią dopiero w odległości od połowy do kilku rozpiętości za płatem. Dla płata delta o małym wydłużeniu warstwa wirowa może być całkowicie zwinięta już w



6. Kąt odchylenia strug za płatem w odległości $3,4 C_{\delta r}$, licząc od środka aerodynamicznego



7. Kąt odchylenia strug ϵ i zmniejszenie współczynnika siły nośnej skrzydła $\Delta C_{z\epsilon}$ układu kaczki [5]



8. Rozkład obciążeń w układzie kaczki (samolot Viggen) [9]

odległości około $0,5b$, dla skrzydła prostokątnego o wydłużeniu 6 natomiast wir podkowiasty związa się całkowicie w odległości kilka razy większej.

W zależności od rozkładu obciążenia odległość ta jest określona wzorem [10]:

$$e = K \cdot \frac{\lambda}{C_z} \cdot b \quad (4)$$

gdzie K oznacza współczynnik zależny od charakteru rozkładu cyrkulacji.

Dla eliptycznego rozkładu cyrkulacji współczynnik K jest równy $0,28$.

W konkretnym przypadku, dla $C_z = 1,0$ oraz wydłużenia $\lambda = 6$ i eliptycznym rozkładzie cyrkulacji otrzymujemy:

$$e = 0,28 \cdot \frac{6}{1,0} \cdot b = 1,68 b;$$

Odległość ta znacznie przekracza wymiary występujące praktycznie w konstrukcji samolotów i wobec

tego można ogólnie przyjąć, że w obszarze bezpośrednio bliskim skrzydła układu kaczki oraz usterzenia układu konwencjonalnego wir podkowiasty jest jeszcze w fazie tworzenia się.

Aby przeciwdziałać ujemnym następstwom zniekształcenia opływu skrzydła kaczki i uzyskać prawidłowy rozkład cyrkulacji wzdłuż rozpiętości przy określonym kącie natarcia, skrzydło — musi być znacznie, ogólnie biorąc, nieliniowo skrzycone. Kąt natarcia, dla którego należy dobrać odpowiednie zwichrzenie skrzydła, zależy od stanu lotu, na którym nam najbardziej zależy. Dla samolotu krótkiego startu i lądowania będzie to kąt przy $C_{z_{max}}$, dla szybowca — kąt leżący pomiędzy $\left(\frac{C_z^s}{C_x^s}\right)_{max}$ i $\left(\frac{C_z}{C_x}\right)_{max}$, zaś dla samolotu transportowo-komunikacyjnego kąt bliski C_z przy prędkości przelotowej.

W każdym jednak razie opływ na skrzydle będzie różny od optymalnego przy wszystkich innych kątach natarcia z wyjątkiem kąta określonego uprzednio, dla którego zwichrzenie płata zostało specjalnie dobrane. Wobec tego, że to „popsucie” cyrkulacji na skrzydle ma wpływ na wielkość oporu indukowanego i jego zależność od wielkości współczynnika siły nośnej, nasuwa się wniosek, że zwichrzenie skrzydła należy obliczyć raczej dla lotu przy większych współczynnikach C_z .

Wpływ odchylenia strug jest znaczny i nie można go w żadnym przypadku zaniedbywać. Przy konkretnym obliczeniu samolotu komunikacyjnego H. Wocke [5] podaje, że przy $C_{zu} = 1,0$ całkowite zmniejszenie współczynnika siły nośnej skrzydła wynosi: $\Delta C_{zsr} = -0,059$, zaś maksymalne lokalne, w płaszczyźnie symetrii $\Delta C_{zsr_{max}} = 0,17$ przy kącie odchylenia strug wynoszącym $\epsilon = 5,2^\circ$. Przykład zmian C_z i ϵ wzdłuż rozpiętości skrzydła dla podanego przypadku pokazano na rysunku 7 [5].

Zmiany C_z i ϵ wywołane wpływem usterzenia można dość dokładnie obliczyć. Liczbowa metoda podana przez M. T. Landahl'a i V. G. Starke [9] daje bardzo dobre przybliżenie w porównaniu z rzeczywistym rozkładem zmian z wyjątkiem samych końców skrzydeł, gdzie jeszcze nie sformowany wir brzegowy nie pozwala na dokładniejsze określenie odchylen [9]. Na rysunku 8 podano wykresy rozkładu obciążeń skrzydła delta z uwzględnieniem wpływu strug spływających z usterzenia przedniego o podobnym obrysie [9]. Z wykresu wynika, że negatywny wpływ usterzenia jest stosunkowo bardzo duży i że metoda obliczeniowa rozkładu siły nośnej na skrzydle głównym daje dobrą dokładność w stosunku do wyników pomiarów doświadczalnych, oczywiście z wyjątkiem bliskości końców skrzydeł, o czym powiedziano uprzednio. Wpływ odchylenia strug rozprzestrzenia się w zasadzie na całej rozpiętości skrzydła, z tym że najwięcej zaznacza się w strefie bezpośredniego oddziaływania usterzenia i w obszarze tworzącego się



9.

wiru podkowiastego. Jak widać na rys. 5 i 6, w rejonie tworzenia się wiru występują największe gradienty kątów odchylenia strug i prędkości pionowej, połączone ze zmianą ich kierunku. Oczywiście prawidłowe, prawie skokowe ukształtowanie skręcenia skrzydła na tym odcinku będzie nastroczało największe trudności.

Wędrówka środka wyporu układu kaczki

Dla wstępnego zorientowania się w przemieszczeniach środka wyporu układu kaczki rozpatrzono uproszczony schemat pokazany na rys. 9. W rozważaniach nie uwzględniono zniekształcenia opływu skrzydła wskutek odchylenia strug. Przypadek ogólny obejmujący różne położenia skrzydła i usterzenia w stosunku do środka ciężkości oraz uwzględniający wpływ odchylenia strug za usterzeniem powinien być bardziej szczegółowo przeanalizowany w innym opracowaniu.

Równanie równowagi dla przypadku określonego schematem uwidocznionym na rys. 9 jest następujące:

$$C_{mos} \cdot c_s \cdot S_s \cdot q + C_{mou} \cdot c_u \cdot \sigma \cdot S_s \cdot q + C_{zu}L - l \cdot \sigma \cdot S_s \cdot q - C_{zs} \cdot l \cdot S_s \cdot q = 0 \quad (5)$$

skąd otrzymuje się dla położenia środka wyporu zależność:

$$l = \frac{C_{mos} \cdot c_s + C_{mou} \cdot c_u \cdot \sigma + C_{zu} \cdot L \cdot \sigma}{C_{zs} + C_{zu} \cdot \sigma} \quad (6)$$

W punkcie określonym przez tę zależność powinien znajdować się środek ciężkości samolotu.

Dla zachowania stateczności musi być spełniony dodatkowo warunek:

$$\frac{dM}{da} < 0 \quad (7)$$

skąd, po zróźniczowaniu równania (5) otrzymuje się zależność:

$$l > L - \frac{\frac{\partial C_{zu}}{\partial a} \cdot \sigma}{\frac{\partial C_{zs}}{\partial a} + \frac{\partial C_{zu}}{\partial a} \cdot \sigma} \quad (7a)$$

Równowagę obojętną otrzymujemy przy skrajnym tylnym położeniu środka ciężkości (wyporu) określoną zależnością:

$$l = L \frac{\frac{\partial C_{zu}}{\partial a} \cdot \sigma}{\frac{\partial C_{zs}}{\partial a} + \frac{\partial C_{zu}}{\partial a} \cdot \sigma} \quad (7b)$$

Dla uzyskania jak największego przesunięcia środka ciężkości ku tyłowi $\frac{\partial C_{zu}}{\partial a} \cdot \sigma$ powinno być możliwie małe, zaś $\frac{\partial C_{zs}}{\partial a}$ możliwe duże. Sugeruje to zastosowanie usterzenia poziomego o małym wydłużeniu i obrysie delta oraz stosunkowo niewielkiej powierzchni uwarunkowanej jedynie wymaganiami

stateczności podłużnej. Ponieważ jednak kąt odchylenia strug ϵ jest tym mniejszy, im większe jest wydłużenie usterzenia λ_u (zależność 3) więc i zniekształcenie opływu na skrzydle będzie mniejsze. Ta druga okoliczność ma większe znaczenie dla układu kaczki i przy niewielkich prędkościach należy raczej stosować duże wydłużenia usterzenia.

Uzyskanie dużej wartości $\frac{\partial C_{zs}}{\partial a}$ nie jest sprawą łatwą, ponieważ rzeczywisty przyrost kąta natarcia, a więc i związany z tym przyrost współczynnika siły nośnej części skrzydła leżącej w odchylonym strumieniu wpływającym z usterzenia strug jest mniejszy niż dla pozostałych części samolotu.

Jeśli rzeczywisty kąt natarcia części skrzydła omijanej opływem zakłóconym oznaczyć przez a_1 , to otrzymuje się następujące zależności:

$$a_1 = a - \epsilon \quad (8)$$

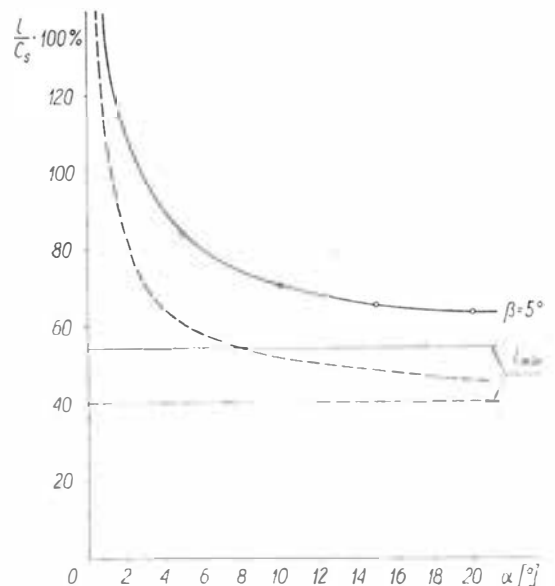
$$\Delta a_1 = \Delta a - \Delta \epsilon \quad (9)$$

a więc i przyrost ΔC_{zs} będzie odpowiadał przyrostowi kąta natarcia tylko o kąt $\Delta a - \Delta \epsilon$, a nie o kąt Δa , jak dla części skrzydła leżącej w opływie nie zakłóconym.

Kąt natarcia skrzydła w części zakłóconej ujemnym odchyleniem strug z przedniego usterzenia wysokości zmienia się w zależności od C_{zu} usterzenia. Z wykresu na rys. 3 można odczytać, że przy wydłużeniu $\lambda = 6$:

$$\frac{\Delta \epsilon}{\Delta C_z} = 5^\circ \text{ a stąd } \Delta \epsilon = 5 \cdot \Delta C_{zu} \quad (10)$$

W przypadku gdy wydłużenie usterzenia niewiele różni się od wydłużenia skrzydła można przyjąć, że:



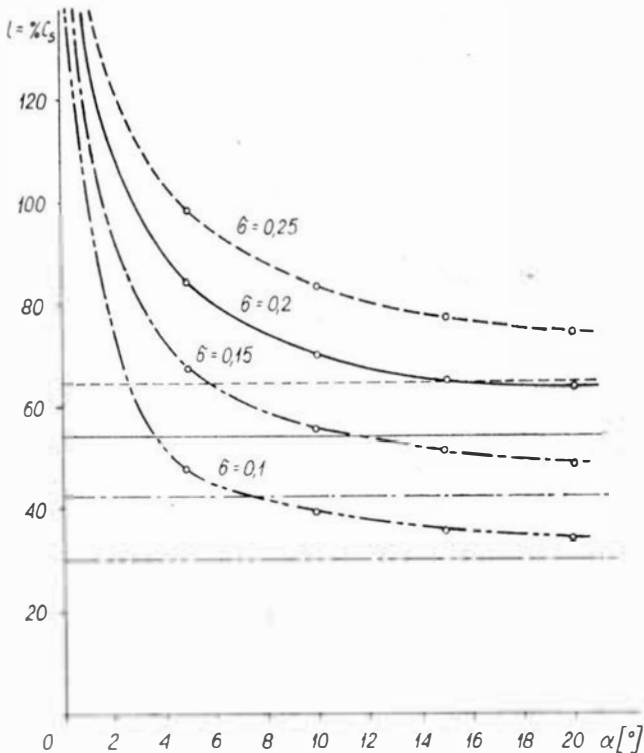
Wpływ $\frac{dC_z}{d\alpha}$ na wartość l (w % wielkości C_s)

$$\beta = 5^\circ \quad \lambda = 0,2$$

$$- \frac{dC_{zs}}{d\alpha} = 0,05 \quad \frac{dC_{zu}}{d\alpha} = 0,06$$

$$- - \frac{dC_{zs}}{d\alpha} = 0,06 \quad \frac{dC_{zu}}{d\alpha} = 0,05$$

10. Odległość środka wyporu układu od środka aerodynamicznego w zależności od kąta natarcia skrzydła



11. Położenie środka wyporu l w zależności od kąta natarcia skrzydła α przy różnych wielkościach usterzenia σ ; l mierzone w % cięciwy C_s od środka aerodynamicznego skrzydła. Kąt zaklinowania statecznika $\beta = 5^\circ$

$$\frac{\partial C_{zu}}{\partial a} = \frac{\partial C_{zs}}{\partial a} = 0,075$$

a stąd:

$$\Delta a_1 = \Delta a - 5 \cdot 0,075 \Delta a = 0,625 \Delta a \quad (11)$$

a więc przyrost współczynnika siły nośnej wywołany zmianą kąta natarcia wyniesie na części skrzydła będącej w strumieniu zakłóconym sływem strug za usterzeniem:

$$\Delta C_{zs} = \frac{\partial C_{zs}}{\partial a} \cdot \Delta a_1 = 0,625 \frac{\partial C_z}{\partial a} \cdot \Delta a \quad (12)$$

Będzie on więc stanowił tylko 62,5% przyrostu, jaki wystąpiłby na skrzydle o nie zakłóconym opływie.

Oczywiście pozostała część skrzydła ma przyrost $\frac{\partial C_{zs}}{\partial a}$ odpowiadający przepływowi nie zakłóconemu, z wyjątkiem partii będącej w bezpośrednim zasięgu oddziaływania wiru brzegowego sływającego z usterzenia, w którym $\frac{\partial C_{zs}}{\partial a}$ jest większe.

Ten wpływ zewnętrznej części wiru, zwiększającej kąt natarcia ($\Delta \epsilon$ dodatnie) jest mniejszy niż na części środkowej skrzydła, gdzie wewnętrzna część wiru zmniejsza kąt natarcia.

Rozkład zmiany $\frac{\partial C_{zs}}{\partial a}$ skrzydła jest proporcjonalny do kąta odchylenia strug, przedstawionego na rys. 6 dla omawianego uprzednio przypadku profilu USA 45.

Dla zilustrowania wpływu przyrostów współczynników siły nośnej usterzenia i skrzydła na przemieszczenie środka wyporu dokonano obliczeń wartości l w zależności od kąta natarcia skrzydła α , przy współczynniku wielkości usterzenia $\sigma = 0,2$ oraz kącie zaklinowania $\beta = 5^\circ$.

Obliczenia wykonano dla dwóch przypadków

$$1) \quad \frac{\partial C_{zs}}{\partial a} = 0,05 \quad \frac{\partial C_{zu}}{\partial a} = 0,06$$

oraz

$$2) \quad \frac{\partial C_{zs}}{\partial a} = 0,06 \quad \frac{\partial C_{zu}}{\partial a} = 0,05$$

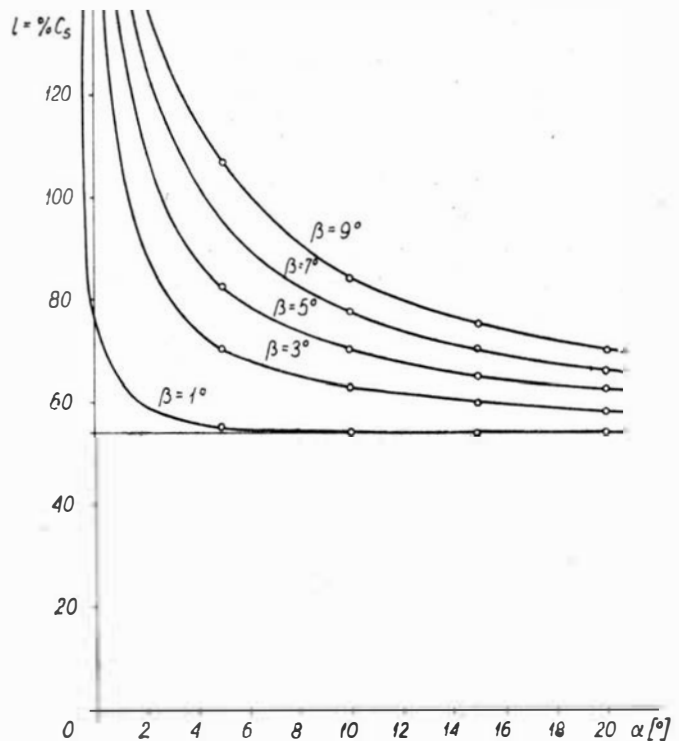
Przemieszczenie środka wyporu podano w procentach średniej cięciwy skrzydła od środka aerodynamicznego skrzydła (rys. 10).

Z krzywych na rys. 10 widać, że przy zmniejszającym się $\frac{\partial C_{zu}}{\partial a}$ i zwiększającym się $\frac{\partial C_{zs}}{\partial a}$ graniczne położenie środka wyporu przesunęło się ku tyłowi, powiększając dopuszczalną wędrowkę środka ciężkości.

Dla zbadania wpływu wielkości usterzenia na wędrowkę środka wyporu dokonano podobnych obliczeń przy różnych wartościach współczynnika σ .

Założono przy tym $\beta = 5^\circ$ oraz $\frac{\partial C_{zu}}{\partial a} = 0,06$ i $\frac{\partial C_{zs}}{\partial a} = 0,05$.

Z krzywych na rys. 11 widać, że zmniejszenie wielkości usterzenia umożliwia większe przesunięcie środka ciężkości do tyłu, zmniejszając jednocześnie



12. Położenie środka l w zależności od kąta natarcia skrzydła α przy różnych kątach zaklinowania usterzenia β ; l mierzone w % cięciwy C_s od środka aerodynamicznego skrzydła. Stosunek powierzchni usterzenia do powierzchni skrzydła $\sigma = \frac{S_u}{S_s} = 0,2$

stateczność układu w zakresie dużych kątów natarcia.

Podobnie zbadano wpływ kąta zaklinowania β usterzenia (różnica kątów natarcia usterzenia i skrzydła) na wędrówkę środka wyporu. Obliczeń dokonano przy $\sigma = 0,2$ oraz $\frac{\partial C_{zu}}{\partial \alpha} = 0,06$ i $\frac{C_{zs}}{\partial \alpha} = 0,05$.

Z krzywych na rys. 12 wynika, że zmiana kąta β nie wpływa na możliwość przesunięcia środka ciężkości do tyłu, natomiast zmniejszanie różnicy kątów natarcia skrzydła i usterzenia wpływa niekorzystnie na stateczność układu, szczególnie w zakresie dużych kątów natarcia.

We wszystkich przypadkach jest możliwe przesunięcie środka ciężkości daleko do przodu, aż do granic uwarunkowanych możliwością lotu, z wykorzystaniem maksymalnej wartości współczynnika siły nośnej skrzydła. Dalsze przesuwanie środka ciężkości ku przodowi obciąża coraz bardziej usterzenie poziome uniemożliwiając jednak uzyskanie maksymalnego współczynnika siły nośnej skrzydła, a więc i całego układu.

Samolot pozostaje przy tym jednak stateczny.

Podane powyżej podstawowe dane orientacyjnie dotyczące statycznej stateczności podłużnej oraz dopuszczalnej wędrówki środka ciężkości układu powinny być pogłębione przez szczegółową analizę stateczności statycznej i dynamicznej dla każdego przypadku konstrukcyjnego.

Dokończenie w następnym numerze

Dokończenie ze str. 9

Podsumowanie

Zasadniczy wpływ na zwiększenie tempa wytwarzania i przyspieszenie obrotu środkami finansowymi, czyli na skrócenie cyklu produkcyjnego mają następujące czynniki:

1) przyspieszenie prac projektowo-rozwojowych i przygotowania produkcji,

2) zwiększenie wydajności pracy, które z kolei uzyskuje się dzięki udoskonaleniu organizacji i zarządzania, zwiększenie stopnia uzbrojenia energetyczno-maszynowego na każdego zatrudnionego oraz podniesienie kwalifikacji zawodowych personelu,

Literatura

- Hübner W.: Einige Ergebnisse der erweiterten Prüfung der Eigenschaften des Flugzeuges Focke-Wulf F-19a. Entz. „Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt“ 1933 nr 8
- Biechteler C.: Weitere Messungen der Eigenschaften und Leistungen des Flugzeuges Focke-Wulf F-19a. Entz. „Luftfahrtforschung“ 1934
- Lopez R.: Directional and Longitudinal Stability in a Canard Glider. „Soaring May-June“ 1946
- Stinton D.: In Search of Natural STOL. „Air Registration Board“
- Wocke H.: Einige Überlegungen über die Anwendbarkeit der Entenanordnung bei Unterschallverkehrs Flugzeugen. *Jahrbuch der WGL* 1959
- Donely Ph., Pierce H. B., Pepoon Ph. W.: Measurements and Analysis of the Motion of a Canard Airplane Model in Gusts. NACA TN 758 IV-1940
- Cane C. D.: Low Speed Static Longitudinal and Lateral Stability Characteristics of a Variable Incidence Delta Wing Canard Model with High-Lift Canard Surfaces. NASA TM X-72 VII-1961
- Focke H.: Gedanken zum Entenproblem. „Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt“ 1933 nr 8
- Landhal MT and Stark V. G.: Numerical Lifting Surface Theory — Problem and Progress. „AIAA Journal“ 1968 vol. 6
- Spreiter J. R. and Sacks A. H.: Trailing vortex sheet effect on downwash. „J.A.S.“ 1951 Jan.
- Silwerstein A., Katzow S. and Bullivant W. K.: Downwash and wake behind plain and flapped airfoils. NACA 1939 Rep. 651
- Clement R. R. and Mauld D. J.: The rolling up of a trailing vortex sheet. „The Aeronautical Journal“ 1973 Jan.
- Ostosławskij I. W.: Aerodynamika samolota. Oborongiz, Moskwa 1957

3) wykorzystanie najbardziej nowoczesnych osiągnięć techniki i technologii,

4) skrócenie etapu przygotowania prac- i czasochłonnych elementów. Każde zahamowanie w ich wytwarzaniu może spowodować załamanie się tempa prac przygotowawczych, a w rezultacie i rozpoczęcia produkcji seryjnej.

Literatura

- Makarow W. M.: Czynniki czasu i jego wpływ na zdolność do konkurencji sprzętu lotniczego w warunkach współczesności, BIKI 1973, nr 87, ss. 3 i 4.
- Rushworth R.: Flight test unit quickness, „Aviation Week and Space Technology“ 1974, 15.7, ss. 223—227.
- Dornier Post 1974 nr 4.

W następnym numerze...

Podajemy informacje o pracach przygotowawczych do VII Kongresu Techników Polskich oraz Tezy dotyczące przemysłu lotniczego oraz działalności lotnictwa cywilnego.

O tendencjach rozwoju produkcji motoszybowców można się dowiedzieć z następnego artykułu, w którym przedstawiono rozwój konstrukcji oraz produkcji motoszybowców na świecie.

Kolejny artykuł o szybowcach wysokościowych przedstawia dwa projekty: 2-osobowego badawczego i rekordowego szybowca stratosferycznego konstrukcji metalowej Stratosailplane oraz wysokowydajnego szybowca z ciśnieniową kabiną Alcor. Projekt Alcor został już zrealizowany, podajemy więc szerzej koncepcję jego konstrukcji, problemy fizjologiczne związane z lotami

wysokościowymi i pierwsze wyniki prób w locie.

W trzecim kolejnym artykule z cyklu Porty lotnicze w nowoczesnym świecie omówiona będzie rola, którą spełnia port lotniczy jako czynnik zagospodarowania terenu.

W artykule Możliwości analitycznej oceny skuteczności odpylania bezwładnościowych odpylaczy promieniowych opisana będzie próba analitycznej oceny skuteczności odpylania powietrza wlotowego w odpylaczu promieniowym.

Loty średnich i ciężkich samolotów oraz śmigłowców wymagają wspomaganie siłowego układów sterujących. O układzie bustera hydraulicznego ze zdwojonym suwakiem sterującym można się dowiedzieć z następnego artykułu.

W dziale Z dziejów polskiej techniki lotniczej przedstawiona będzie konstrukcja pierwszego polskiego seryjnego samolotu myśliwskiego PWS-10 zaprojektowanego w latach trzydziestych przez inż. A. Grzędzkiego i inż. A. Bobek-Zdanowskiego.

W Kartotece TLiA podajemy opisy konstrukcji wielozadaniowego śmigłowca Mi-8 produkowanego w ZSRR w wersjach: transportowej, pasażerskiej, łącznikowej, sanitarnej, ratowniczej, dźwigowej itp. oraz 2-miejscowego lekkiego samolotu wielozadaniowego Champion (Bellanca) Citabria 7 GCBC Scout, produkcji USA.

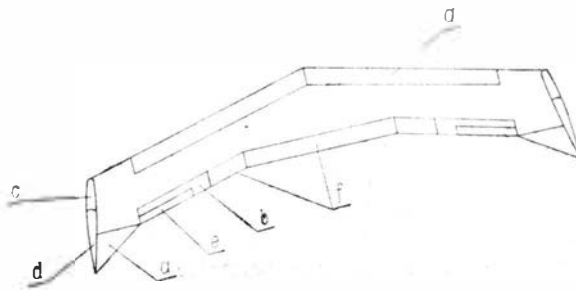
W Technicznym słowniku lotniczym podana będzie terminologia przyrządów pokładowych.

Rewelacyjne skrzydło W. Kasprzyka

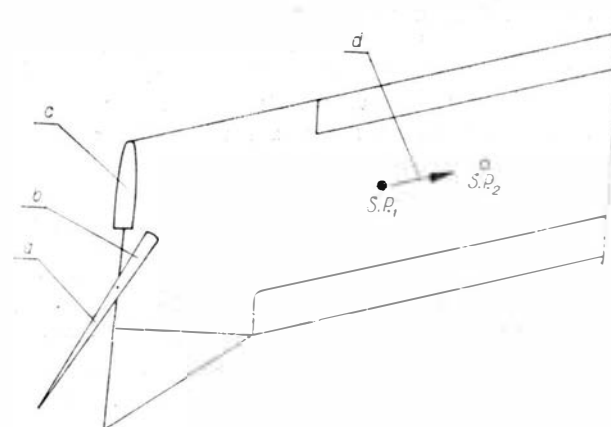
Polski konstruktor i pilot Witold A. Kasprzyk, znany na Zachodzie pod nazwiskiem Kasper, buduje samolot, który wykazuje interesujące właściwości aerodynamiczne i pilotażowe. Dotąd skonstruował i oblatował dwa szybowce bezogonowe BKB-1 i „Kasper Bekas N”. Odnaczają się one umiarkowanym skosem około 20° , statecznikami pionowymi na końcach skrzydeł oraz oryginalnym rozmieszczeniem powierzchni sterowych, które wraz z zastosowanym profilem i obrysem skrzydła stanowią układ sterujący dookoła wszystkich trzech osi obrotu (Patent USA no 3 438 597). Będąc doskonałym pilotem (czterokrotny szybowcowy mistrz Polski w latach 1937 do 1948, łączny nalot na szybowcach i samolotach ponad 4000 h), sam oblatuje swoje konstrukcje. Podczas lotów doświadczalnych na szybowcu BKB-1 zauważył niespotykane zjawisko. Otóż przy pełnym wychyleniu sterolotek do góry (działających wtedy jako stery wysokości) prędkość minimalna wynosiła około 64,4 km/h, a opadanie ustalało się na około 3 m/s. Jednakże szybowiec w tym stanie lotu pozostawał stateczny i sterowny, co nasunęło wątpliwości, czy istotnie osiągnięto prędkość minimalną. W celu upewnienia się o tym przed następnym lotem zwiększono zakres wychyleń sterolotek w górę i naklejono w okolicy krawędzi natarcia skrzydła nitki wskazujące oderwanie strug. W locie przy prędkości około 64 km/h nastąpiło odgięcie nitek, lecz drążek sterowy nie był jeszcze w tylnym położeniu. Po delikatnym ściągnięciu drążka opadanie zmalało do 1,1 m/s, prędkość spadła do 48 km/h, stateczność wzrosła, a sterowność pozostała tak dobra jak uprzednio. Nitki na skrzydle były odgięte do przodu i napięte, wskazując silny przepływ o kierunku przeciwnym do kierunku lotu. Zjawisko to powtarzało się regularnie za każdym razem. Mimo bogatego doświadczenia w tej dziedzinie (15 lat pracy w zakładach Boeinga w charakterze aerodynamika małych prędkości i urządzeń superonośnych przy modelach 727, 737, i 747) nie potrafił znaleźć wyjaśnienia w podręcznikach klasycznej aerodynamiki. Zaczął eksperymentować ze skrzydłem z naklejonymi wzdłuż rozpiętości czterema rzędami nitek oraz dodatkowym obciążeniem 2,5 kG ołowiu w tyle kadłuba dla osiągnięcia większych kątów natarcia. Zainstalował także trzy niezależne wariometry i wskaźnik kąta natarcia. Teraz podczas lotu w spokojnej atmosferze z prędkością 88,4 km/h szybowiec opadał 1,1 m/s. Po zmniejszeniu prędkości do około 64,2 km/h przy tylnym rzędzie nitek pojawiało się oderwanie strug i opadanie wzrastało do 3 m/s. Dalsze ściąganie drążka powodowało zmianę kierunku położenia tylnego rzędu nitek, a następnie przedostatniego i drugiego. Przy zupełnie ściągniętym drążku sterowym 3 końcowe rzędy były odchylone do przodu. Pierwszy natomiast (przyklejony w 25% cię-

W artykule opisano zjawiska, z którymi zetknął się W. Kasprzyk w lotach na swoim szybowcu BKB-1 oraz praktyczne ich wyjaśnienie. Przedstawiono koncepcję superonośnego skrzydła i korzyści wynikające z jego zastosowania.

ciwy) pozostawał skierowany zgodnie z kierunkiem lotu, lecz był nieco oddalony od powierzchni profilu. Prędkość wynosiła wówczas 32,2 km/h, kąt natarcia 35° , a opadanie 0,50 m/s, to znaczy połowę mniej niż dotychczas w normalnych stanach lotu! Nieznane zjawisko utrzymywało szybowiec, dając współczynnik siły nośnej $C_z = 3,15$. Jeszcze bardziej zadziwiające było to, że w tej konfiguracji opór skrzydła z nitkami był mniejszy niż skrzydła bez nitek, co dawało się odczuć tendencją do skrętu w stronę skrzydła bez nitek (odwrotnie niż w pozostałych fazach lotu). Analizując zebrane dane W. Kasprzyk doszedł do wniosku, że po przeciągnięciu na górnej powierzchni skrzydła powstaje wir wytwarzający siłę nośną. Dalsze badania za pomocą nitek i kamery filmowej potwierdziły przypuszczenia. Sądzi on również, że dzięki sile nośnej wytwarzanej przez taki wir możliwe jest lądowanie ptaków przy zerowej prędkości postępowej. Gdy ptaki rozpościerają skrzydła

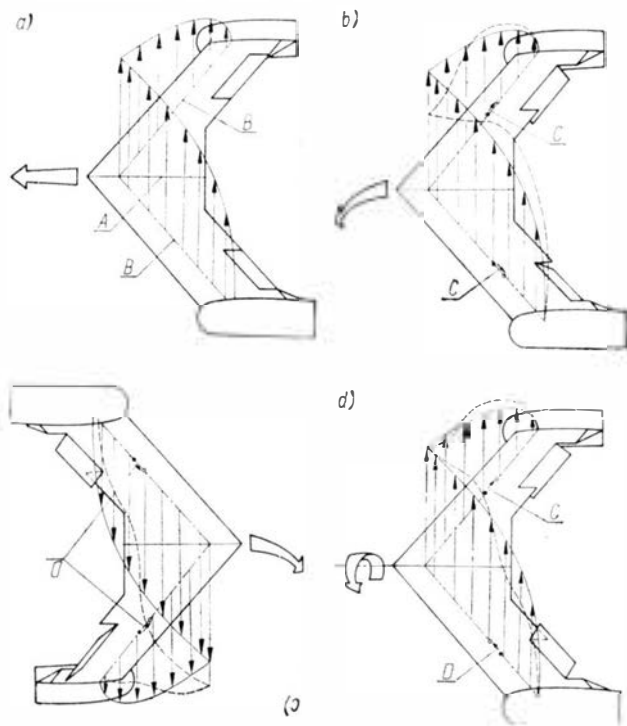


1. Skrzydło W. Kasprzyka: a) statecznik poziomy, b) sterolotka, c) płyta brzegowa (ustawiona zbieżnie do przodu), d) ster kierunku, e) klapka zapobiegająca odchyleniu kierunkowemu, f) wychylane do góry klapy krokodylowe, wywołujące wir przy krawędzi spływu, g) klapy wywołujące wir na krawędzi natarcia



2. Końcówka skrzydła: a) ster kierunku, wychylony tylko na zewnątrz, b) odciążenie aerodynamiczne działające jak spoiler, c) stała płyta brzegowa, d) przesunięcie środka parcia skrzydła wskutek wychylenia sterolotki

REWELACYJNE SKRZYDŁO...



3. Rozkład siły nośnej na płacie przy wychylaniu sterolotek: a) sterolotki niewychylone, lot poziomy: A — środek ciężkości, B — środek parcia skrzydła, b) sterolotki wychylone w dół, opuszczanie nosa, C — przesunięcie środka parcia skrzydła na zewnątrz i do tyłu, c) sterolotki wychylone do góry, zadzieranie nosa, D — przesunięcie środka parcia skrzydła do wewnątrz i do tyłu, d) lewa sterolotka w górę, prawa w dół

do lądowania — wyjaśnia on od dawna obserwowany, lecz zagadkowy fakt — wówczas końcowe pióra skrzydeł ustawiają się tak, by spowodować przepływ do przodu wzmacniając wir wytwarzany przy ponadkrytycznych kątach natarcia.

W tym szybowcu Witold Kasprzyk zastosował skośne skrzydła z profilem NACA 8-H-12 (o szkieletowej w kształcie S, przeznaczonym do łopatek wirnika śmigłowca). Zwichrzenie końców skrzydła uzyskał za pomocą trójkątnych stateczników poziomych umieszczonych przy zewnętrznych końcach krawędzi spływu (rys. 1). Stateczniki są regulowane z kabiny. Wychylenie sterolotek do góry przyczynia się także do zwiększenia zwichrzenia płata. Płyty brzegowe przeciwdziałają przepływowi w kierunku rozpiętości w warstwie przyściennej, a zatem i oderwaniu na końcu skrzydła (charakterystycznemu dla skrzydła skośnego). Tylny koniec płyty brzegowej jest równocześnie sterem kierunku odchylającym się tylko na zewnątrz (rys. 2). Każdy ster kierunku ma duże powierzchnie odciążające aerodynamicznie, które po wychyleniu do wewnątrz działają jak spoiler i zmniejszając siłę nośną powodują przechylenie w zakręcie.

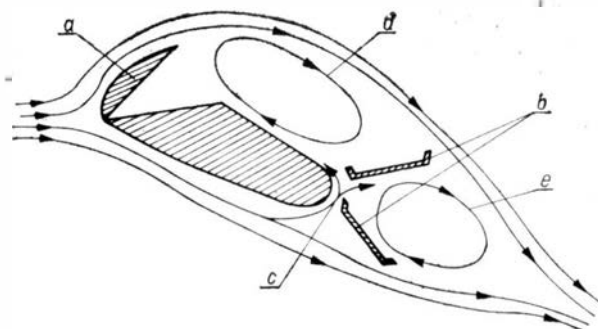
Stery kierunku mogą być równocześnie odchylane na zewnątrz, stając się bardzo skutecznymi hamulcami aerodynamicznymi i spoilerami. Zbieżne do przodu ustawienie płyt brzegowych zwiększa stateczność kierunkową. Przy naciśnięciu dwóch pedałów równocześnie takie ustawienie jeszcze bardziej się uwydatnia,

zwiększając dodatkowo stateczność kierunkową np. w burzliwej atmosferze. Wychylenie sterów o różne kąty umożliwia zlikwidowanie wpływu bocznego wiatru bez stosowania ślizgu. Do sterowania podłużnego służą sterolotki (rys. 3). Ich działanie jest podwójne: a) wytwarzają siły za środkiem ciężkości podobnie jak zwykły ster wysokości b) zmieniając profil na końcu skrzydła, powodują zmianę rozkładu siły nośnej na całym skrzydle przesuwając środek parcia na zewnątrz lub do wewnątrz, a więc wskutek skosu — do przodu lub do tyłu. To drugie oddziaływanie jest bardziej skuteczne, a o jego ważności decyduje fakt, że moment pochylający powstały przez przesunięcie środka parcia jest niezależny od prędkości poziomej. W ten sposób skrzydło może utrzymywać pełną sterowność podłużną nawet przy prędkości poziomej równej zero, tzn. „parasol”. W zupełności wyeliminowano więc utratę sterowności przy przeciągnięciu, zwykle występującą w konwencjonalnych samolotach. Tradycyjnym problemem występującym w samolotach bezogonowych jest przeciwne odchylenie kierunkowe wynikające z wychylenia sterolotek, gdy działają jako lotki. Konstruktor poradził sobie z tym, stosując automatyczne klapki na krawędziach spływu sterolotek. Pomysł ten został opatentowany. Aby należycie wykorzystać wir, który powstaje na latającym skrzydle przy zakrytych kątach natarcia. W. Kasprzyk zastosował nowe urządzenia na ostatniej silnikowej wersji. Są to bardzo duża, otwierana do góry krawędź natarcia (klapa na krawędzi natarcia) oraz klapy krokodylowe, wychylane do góry, ze szczeliną przy linii zawiasów (rys. 4). Przez szczelinę będzie przepływać powietrze zasilające wir, nawet przy zerowej prędkości poziomej. Kierunek przepływu pokazuje rys. 4.

„Kasper Wing” wykazuje następujące korzyści w porównaniu z konwencjonalnymi samolotami:

- a) ciężar użyteczny wzrasta od 60% do 100% ciężaru konstrukcji w wyniku zlikwidowania części ogonowej oraz powstających na niej sił skierowanych w dół,
- b) całkowity opór płatowca zmniejszony o około 30%,
- c) stateczność podłużna i kierunkowa ułatwiająca pilotaż,
- d) niezależne od prędkości postępowej sterowanie podłużne umożliwiające utrzymanie pełnej sterowności przy dowolnie małej prędkości. Zezwala to na bezpieczne wykonywanie zakrętów o 180° na małej wysokości (zmniejszenie liczby wypadków wynikających z przerwania ciągu w czasie startu samolotu lub przerwania liny holowniczej szybowca),

Dokończenie na str. 40



4. Optyw skrzydła w wersji silnikowej: a) klapa na krawędzi natarcia, b) klapa krokodylowa na krawędzi spływu, c) szczelina, d) wir za krawędzią natarcia, e) wir za klapą na krawędzi spływu

Samoloty PLL LOT

Odrzutowy samolot pasażerski krótkiego i średniego zasięgu

KONSTRUKCJA. Dwusilnikowy dolnopłat całkowicie metalowy, silniki w gondolach umocowanych na tylnej części kadłuba.

Plat. trapezowy ze skosem, konstrukcji dwudźwigarowej składa się z pięciu oddzielnych części: środkowej, dwu pośrednich i dwu skrajnych. Kesony środkowych i skrajnych części skrzydła są hermetycznymi zbiornikami paliwa, (hermetyzowane żebra dzielą je na trzy zbiorniki — kesony).

Na pośrednich częściach skrzydła zamocowane są dwuszczelnowe kłapy i przerywacze.

Gondole podwozia dzielą kłapy na cztery oddzielne sekcje. Napęd kłap mechaniczno-elektryczny, przerywacze hydrauliczno-elektryczny. Na częściach zewnętrznych skrzydeł znajdują się lotki, wewnętrzna i zewnętrzna. Wewnętrzna sekcja lotki zaopatrzona jest w kłapkę wyważająco-odciążającą, a zewnętrzna w kłapkę odciążającą.

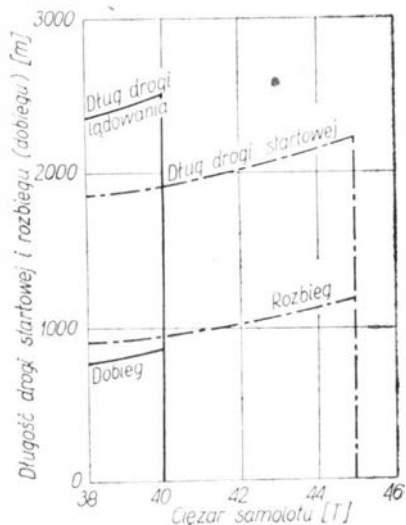
Na krawędziach natarcia urządzenia przeciwołodziowe, zasilane gorącym powietrzem ze sprężarek silników.

Kadłub konstrukcji półskorupowej. Między wręgami 1 i 35 — kadłub jest hermetyzowany. W hermetyzowanej części kadłuba znajdują się: kabina załogi, dwie kabiny pasażerskie dla 72 pasażerów (fotele w czterech rzędach), bufet, szatnia oraz dwa pomieszczenia na bagaż (tylne i przednie).

Załoga składa się z czterech osób: dwóch pilotów, mechanika i nawigatora. Fotel nawigatora znajduje się w nosowej części kadłuba.

W ogonowej, niehermetyzowanej części kadłuba znajdują się między innymi agregaty sterowania sterem wysokości i kierunku, osprzęt elektryczny i elektroniczny oraz pojemnik ze spadochronem hamującym.

Usterzenia. Stateczniki pionowy i poziomy — konstrukcji dwudźwigarowej.



Krawędzie natarcia mają urządzenia przeciwołodziowe (gorącym powietrzem — pionowy, elektrycznie — statecznik poziomy). Ster kierunku zaopatrzone jest w kłapkę wyważająco-odciążającą. Na każdej z połówek steru wysokości kłapkę wyważającą. Statecznik poziomy przestawialny.

Podwozie chowane z napędem hydraulicznym. Ciśnienie w kołach przednich i głównych — 8,5 kG/cm². Koła przednie sterowane.

Napęd. Dwa dwuprzepływowe turbينية silniki odrzutowe D-30 umieszczone w gondolach w tylnej części kadłuba. Maksymalny ciąg startowy każdego z silników — 6800 kG. Paliwo mieści się w sześciu integralnych zbiornikach skrzydłowych o łącznej pojemności 16500 l. Zbiorniki te mają zabezpieczenie przeciwpożarowe na wypadek lądowania ze schowanym podwoziem (automatyczne doprowadzenie środka gaszącego do wnętrza zbiorników przy zetknięciu samolotu z ziemią).

Wyposażenie. Samoloty Tu-134 LOTU mają następujące wyposażenie radiowe i radiolokacyjne: radiostację KF oraz dwie radiostacje UKF, dwie radiobusole, zdwojony zestaw nawigacyjny do lądowania bez widoczności ziemi VOR/ILS, radiowysokościomierz, radar meteorologiczno-nawigacyjny, radar Dopplera i dwa transpondery. Wyposażenie pilotażowo-nawigacyjne obejmuje: busolę giromagnetyczną, układ pilotażowo-nawigacyjny „Put” dający się sprzęgać z pilotem automatycznym (co umożliwia wykonywanie automatycznego lotu na trasie według radiolaterni i automatyczne podejście do lądowania do wysokości 80 m), sygnalizator krytycznej prędkości kątów natarcia i przeciążeń, radiolozotopowy sygnalizator oblodzenia i magnetyczny rejestrator parametrów lotu. W układzie sterowania kierunkiem — tłumik wahań kierunkowych.

Instalacja elektryczna z prądnicami prądu stałego (4×48 kW) i zmiennego (2×4,5 kVA), trzy akumulatory (3×55 Ah).

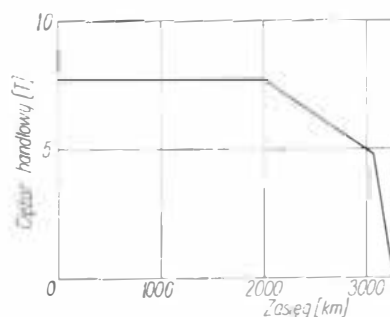
Instalacja hydrauliczna spełnia funkcje: wypuszczanie i chowanie podwozia, sterowanie przednią gołonią, wychyłanie przerywaczy i zasilanie wzmacniacza steru kierunku. Instalacja

powietrzna wykorzystywana jest przede wszystkim do wyrzucania pojemnika ze spadochronem hamującym i do zamknięcia wlotu powietrza chłodzącego w przypadku pożaru w gondolach silnika.

Kabina załogi i kabiny pasażerskie mają instalację klimatyzacyjną, która zapewnia stały dopływ świeżego powietrza. Na wysokości 12 km układ 25-krotnie w ciągu godziny przepompowuje objętość powietrza wypełniającego kabiny.

ROZWOJ KONSTRUKCJI. Samolot Tu-134 powstał jako rozwinięcie samolotu pasażerskiego Tu-124 (robocza nazwa Tu-124A). Główną zmianą było przeniesienie gondoli silnikowych ze skrzydeł na tył kadłuba oraz zastosowanie usterzenia o układzie T. Pierwszy prototyp został oblatany w 1963 r., a serię informacyjną 15 szt. zbudowano w 1965 r. W trakcie prób powiększono znacznie rozpiętość usterzenia poziomego dla zabezpieczenia samolotu przed zjawiskiem głębokiego przeciągnięcia, („deep stall”) właściwego dla zastosowanego układu silników i usterzeń. Samolot wszedł do regularnej eksploatacji w końcu 1967 r. Lata na liniach ZSRR, Bułgarii, Węgier, NRD i Polski. PLL LOT ma obecnie pięć samolotów Tu-134 ze znakami: SP-LGA, SP-LGB, SP-LGC, SP-LGD, SP-LGE.

Wersją rozwojową samolotu Tu-134 jest samolot Tu-134A o większym ciężarze startowym przy zachowaniu dotychczasowego ciągu silników. Na początku 1973 r. PLL LOT wprowadził do eksploatacji trzy samoloty Tu-134A. Samoloty te otrzymały znaki: SP-LHA, SP-LHB, SP-LHC.



Tupolew Tu-134

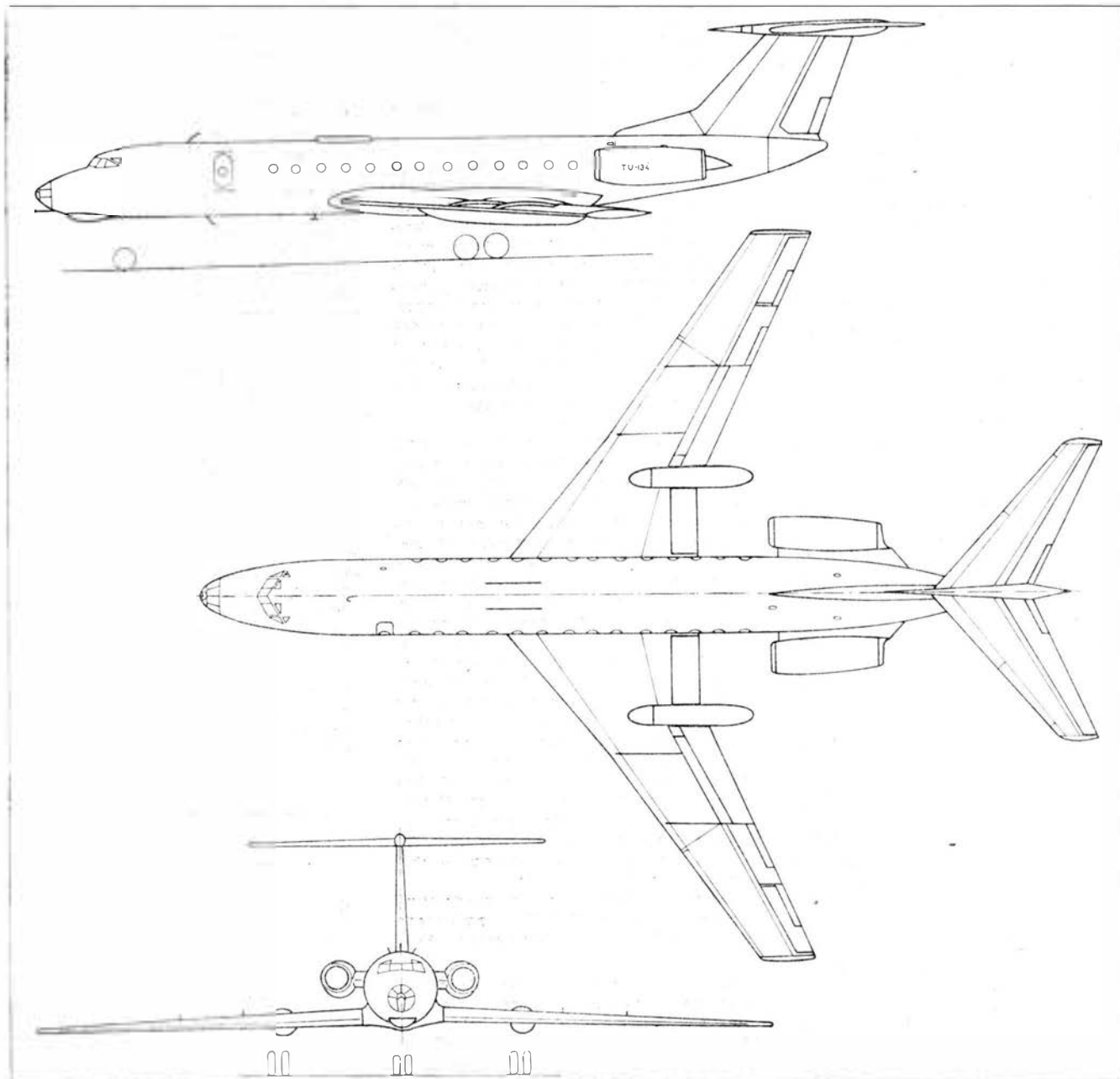
DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	29 m
Długość	35 m
Wysokość	9,02 m
Powierzchnia nośna	127,3 m ²
Wydłużenie	7,3
Skos	35°
Cięciwa nasadowa skrzydła	8,658 m
Cięciwa końcowa skrzydła	1,916 m
Powierzchnia klapy	22,5 m ²
Powierzchnia usterzenia poziomego	30,68 m ²
Rozpiętość usterzenia poziomego	11,8 m
Wydłużenie usterzenia poziomego	4,54
Skos usterzenia poziomego	33°
Pow. usterzenia pionowego	20,03 m ²
Pow. steru kierunku	5,76 m ²
Rozstaw kół głównych podw.	9,45 m
Rostęp podwozia (baza)	13,75 m
Wymiary kół głównych	930×305 mm
Wymiary kół przednich	660×200 mm
Wymiary kabiny pasażerskiej	
długość	13,85 m
szerokość	2,71 m
wysokość	1,96 m

Maks. ciężar startowy	45 000 kG
Maks. ciężar do lądowania	40 000 kG
Ciężar norm. do lądowania	39 000 kG
Ciężar paliwa	13 200 kG
Ciężar samolotu wyposaż. (bez załogi)	27 130 kG
Ciężar kadłuba	4720 kG
Ciężar skrzydła	5840 kG
Maks. ciężar handlowy	7700 kG
Ciężar pasażerów	5400 kG
Ciężar bagażu	1150 kG
Wyposażenie bufetu	100 kG
Ciężar poczty i frachtu	1050 kG

Maks. prędkość podróżna ($Q_{ST} = 42T$, $h =$ $= 10$ km)	385 km/h
Zakres ekonomicznych prędkości pod- różnych	750-850 km/h
Pułap praktyczny ($Q_{ST} = 45T$)	11 900 m
Zasięg praktyczny ($Q_{ST} = 45T$, $V_D = 850$ km/h, $h = 11$ km)	
— z maks. ciężarem handlowym	1740 km
— z maks. ilością paliwa	2770 km

R. C.



Odrzutowy samolot pasażerski krótkiego zasięgu

KONSTRUKCJA. Trzyśmiglowy wolnonośny dolnopłat konstrukcji całkowicie metalowej.

Płat. Prosty, o obrysie trapezowym o znacznym wydłużeniu (8,9) i wzniosie ($5^{\circ}30'$). Profil laminarny o grubości 15% przy kadłubie i 10% na końcach. Kąt zaklinowania względem osi kadłuba wynosi 3° . Płat mocowany do kadłuba za pomocą sześciu okuć. Konstrukcja trzydźwigarowa z żebrami i pokryciem usztywnionym podłużnicami szczególnie w najbardziej obciążonym obszarze między przednim i głównym dźwigarem. Konstrukcja zbudowana wg zasady fail safe (wytrzymałość kontrolowana). Płyty pokrycia z blachy duralowej wykonane za pomocą frezowania chemicznego (trawienia), dzięki czemu ich grubość maleje wzdłuż rozpiętości. Pokrycie mocowane jest do żeber i podłużnic za pomocą nitów o łbach wpuszczanych i zgrzewania punktowego. Nosek płata (przed przednim dźwigarem) jest odladzany przez przepływ gorącego powietrza. Płat wyposażony w dwuszczelinowe klapy-poszerzacze, wychylane 20° przy starcie i 35° przy lądowaniu. Wysuwanie klap po prowadnicach ukrytych wewnątrz płata przy użyciu centralnego silnika hydraulicznego, który za pośrednictwem wałów skrętnych przekazuje ruch na wciągarki śrubowe umieszczone przy prowadnicach. Lotki, z których każda składa się z dwóch oddzielnych segmentów, wychylają się 19° w górę i 15° w dół. Sterowanie lotek mechaniczne, ręczne, przez układ mieszany (linki wzdłuż kadłuba, popychacze w skrzydłach). Na prawej wewnętrznej lotce umieszczono kłankę wyważającą (trymer) napędzaną elektrycznie. Przerścień między przednim a głównym dźwigarem i częściowo między głównym a tylnym jest uszczelniona i stanowi integralny zbiornik paliwa.

Kadłub. O kształcie cylindrycznym (średnica zewnętrzna 2,4 m) i konstrukcji półskorupowej, zbudowanej wg zasady fail safe. Szereg wręg kadłuba jest szczególnie wzmocnionych, zwłaszcza wręgi wprowadzające siły od dźwigarów płata oraz wręgi służące do zamocowania silników. Pokrycie połączone z podłużnicami za pomocą zgrzewania punktowego i z wręgami za pomocą klejenia i nitowania. W części dziobowej kadłuba, wykonane jako kolumna z laminatu, mieści się radar meteorologiczny i część wyposażenia elektrycznego wraz z akumulatorami pokładowymi. Kabina załogi o nieco podwyższonej podłodze mieści dwóch pilotów. Między nimi, nieco z tyłu, przewidziano rozkładane miejsce dla mechanika pokładowego, którego obecność nie jest jednak niezbędna. Wszelkie ważniejsze przyrządy pokładowe, zwłaszcza nawigacyjne są zdwojone, a niektóre nawet wielokrotnie. Samolot jest wyposażony w automatycznego pilota. Płaskie szyby są odczyszczone elektrycznie i zaopatrzone w wycieraczki. W dachu kabiny umieszczono awaryjne wyjście; oba miejsca pilotów wyposażone w awaryjną instalację tlenową. Załoga może korzystać z głównego wyjścia. Dysponuje jednak ponadto niewielkimi drzwiami zapasowymi, znajdującymi się za kabiną załogi, po lewej stronie. Przedział pasażerski o długości 7,07 m ma osiem okragłych okien o średnicy 0,3 m po każdej stronie i mieści w wersji standardowej 27 pasażerów w dziewięciu rzędach po trzy fotele, dwa na prawej i jeden po lewej stronie. Odstęp między rzędami 0,75 m. Każde z miejsc wyposażone w indywidualne oświetlenie i nadmuch świeżego powietrza. Nad fotelami wzdłuż kabiny umieszczono półki na bagaż podręczny. Kabina załogi i pasażerów ciśnieniowa i klimatyzowana. Za przedziałem pasażerskim znajduje się po prawej stronie pomieszczenie na większy bagaż i toaleta, a po lewej stronie garderoba i mały barek, umożliwiający przyrządzenie prostych posiłków. Za tym pomieszczeniem znajdują się drzwi wejściowe, a za nimi opuszczane w dół schody (podobnie jak w Caravelle),



umożliwiające wchodzenie i wychodzenie z samolotu bez potrzeby użycia schodów lotniskowych. Schody są opuszczane i podnoszone hydraulicznie. Tylną część kadłuba zajmują urządzenia pomocnicze (np. instalacja klimatyzacyjna), a w samym końcu zabudowany jest śródkowy silnik.

Usterzenie. W układzie litery T. Na ukośnym usterzeniu pionowym umieszczone proste usterzenie poziome o obrysie trapezowym. Statecznik poziomy przestawiany od -6° do $+3^{\circ}$ za pomocą sterowanego elektrycznie silnika hydraulicznego napędzającego podnośnik śrubowy. Ster wysokości wychyla się 25° do góry i na dół, ster kierunku 30° w lewo i w prawo. Ster wysokości wyposażony w kłankę wyważającą (trymer) napędzaną elektrycznie. Sterowanie obu sterów sztywne, za pomocą popychaczy.

Podwozie. Trójkołowe z kołem przednim, chowane. Koła główne zawieszono na wahaczach wleczonych, zamocowanych do wolnonośnych goleni z wbudowanymi amortyzatorami olejowo-pneumatycznymi. Goleni podparta w rozciąganiu zastrzałem blokującym. Chowanie odbywa się za pomocą wciągarki hydraulicznej po uprzednim załamaniu zastrzała. Podwozie główne składa się w kierunku do kadłuba. Wycięcie na goleni w skrzydle zakryte pokrywą, natomiast koła, które wystają nieco z dolnej powierzchni płata pod kadłubem, nie są zakryte. Koła dużych rozmiarów, o ciśnieniu 4 kg/cm^2 na nawierzchnie twarde i $3,5 \text{ kg/cm}^2$ na trawiaste; wyposażone w tarczowe hamulce hydrauliczne. Koło przednie osadzone w widelcowym wahaczu, połączonym z golenią podobnego typu jak w podwoziu głównym. Chowanie w przód, pod podłogę kabiny. Przednia część klap zakrywających wykrój w kadłubie przemykana po wypuszczeniu podwozia, dla zmniejszenia oporu. Dolna część goleni może być obracana względem górnej za pomocą układu dwóch silników hydraulicznych, co umożliwia sterowanie przednim kołem. Zakres sterowania przy kołowaniu wynosi 55° w obie strony, a przy starcie i lądowaniu po 5° . Po oderwaniu przedniego koła od ziemi sterowanie wyłącza się automatycznie. Hydrauliczne urządzenie sterujące przedniego koła spełnia również rolę tłumika drgań typu shimmy.

Naped. Trzy turbinowe silniki odrzutowe dwuprzepłytywowe Iwczenko AI-25 o ciągu startowym po 1500 kG przy obrotach turbiny 16 300 obr/min i ciągu nominalnym 1120 kG przy obrotach 15 370 obr/min. Stopień zmieszania 2:1. Dwa z nich zabudowane w gondolach po bokach tylnej części kadłuba, a trzeci z nich umieszczony w tyle kadłuba i zaopatrywany w powietrze przez kanał

z chwytem umieszczonym nad kadłubem. Dla skrócenia dobiegu śródkowy silnik wyposażony w odwracacz ciągu w postaci dwóch wychylanych segmentów. Rozruch silników odbywa się za pomocą sprężonego powietrza dostarczonego przez pomocniczy silnik turbiny AI-9 zabudowany nad kadłubem w owiewce chwytu powietrza do silnika śródkowego. Silnik AI-9 wyposażony w rozrusznik elektryczny uruchamiany z akumulatorów pokładowych, dzięki czemu rozruch silników jest niezależny od źródeł lotniskowych. Może także służyć na postój do zasilania instalacji klimatyzacyjnej kabiny. Integralne zbiorniki mieszczą 4000 kG paliwa. Samolot nie ma centralnej instalacji olejowej, gdyż każdy silnik wyposażony jest w indywidualną instalację. Silniki główne mają również wymienniki ciepła, w których olej jest chłodzony przepływającym paliwem.

Wyposażenie. Instalacja elektryczna zasilana przez trzy prądnice prądu stałego WG-7500, z których każda jest napędzana przez silnik, oraz dwa akumulatory pokładowe. Odbiorniki prądu zmiennego zasilane za pośrednictwem przetwornic przetwarzających prąd stały o napięciu 24 V na jednofazowy prąd zmienny o napięciu 115 V i trójfazowy prąd zmienny o napięciu 36 V. Instalacja hydrauliczna zasilana dwiema pompami NP-72M z napędem od silników bocznych, tłoczycami typu AMG-10 pod ciśnieniem 150 kg/cm^2 , a w obwodzie hamulców 100 kg/cm^2 . W przypadku unieruchomienia silników instalacja korzysta ze specjalnej pompy awaryjnej NS-14S napędzanej silnikiem elektrycznym zasilanym z akumulatorów pokładowych.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Samolot powstał w słynnym biurze konstrukcyjnym Aleksandra S. Jakowlewa. Prototyp samolotu został oblatany 21 października 1966 r. Już w następnym roku podjęto produkcję i 30 września 1968 r. Jak-40 wystartował do pierwszego oficjalnego lotu w barwach Aeroflotu. Obecnie lata ich około 300. Zdobył on uznanie w oczach fachowców lotniczych, co wykorzystala radziecka centrala eksportowa Aviaexport, organizując dużą akcję reklamową dla pozyskania kontrahentów zachodnich. Jak-40 ma tzw. międzynarodowe świadectwo typu. Samolot jest już homologowany we Włoszech i RFN. Jego zalety i stosunkowo niska cena ok. 1 mln dolarów sprawiły, że kilka egzemplarzy zakupiły włoskie linie lotnicze lokalne Aer Tirenna, zachodnoniemieckie Central Air Nord, somalijskie Somali Airlines, czechosłowackie Slov Air. Również polski przemysł lotniczy zakupił do lotów służbowych jeden egzemplarz, który lata ze znakami rejestracyjnymi SP-GEA.

Jakowlew Jak-40

Trwają również rokowania w sprawie sprzedaży Jaków-40 do USA, gdzie przedstawicielstwa samolotu podjęły się zakłady lotnicze North American Rockwell. Dla krajów zachodnich oferowana jest wersja służbowo-dyspozycyjna na 8—10 miejsc (w tym 5—6 w salonie głównym i 3—4 w przedziale pomocniczym) z dwiema toaletami w tyle kadłuba i tzw. wersja 17-osobowa, w której w przodzie umieszczono sa-

lon wyposażony w kanapę i dwa obrotowe i rozkładane fotele, duży stół i niewielki barek, a z tyłu przedział dla 12 osób (4 rzędy po trzy fotele), miejsce na bagaż, toaleta-garderoba, barek-lodówka. Wersje eksportowe wyposażone w osprzęt zachodni, urządzenia radio-nawigacyjne i elektroniczne firmy Collins. Oprócz opisanych wersji istnieje jeszcze wersja turystyczna na 33—34 miejsca urządzona przez dodanie

dwóch rzędów foteli w miejsce przestrzeni bagażowej i garderoby oraz wykorzystanie miejsca stewardessy.

Wersją rozwojową Jaka-40 ma być Jak-40M, który będzie mógł w wydłużonym kadłubie pomieścić 34 pasażerów i bagaż w wersji standard i 40 pasażerów w wersji turystycznej. Jego ciężar całkowity wzrośnie do 16 000 kG i otrzyma on nowe silniki AI-25T o ciągu startowym 1750 kG.

DANE TECHNICZNE

Wymiary

Rozpiętość	25 m
Długość	20,36 m
Wysokość	6,50 m
Pow. nośna	70,00 m ²
Pow. kłap	16,50 m ²
Pow. lotek	3,70 m ²
Pow. usterzenia poziomego	13,00 m ²
Pow. steru wysokości	4,90 m ²
Pow. usterzenia pionowego	10,50 m ²
Pow. steru kierunku	2,60 m ²
Rozstaw kół	4,52 m
Rozstaw osi (baza podwozia)	7,46 m

Ciężary

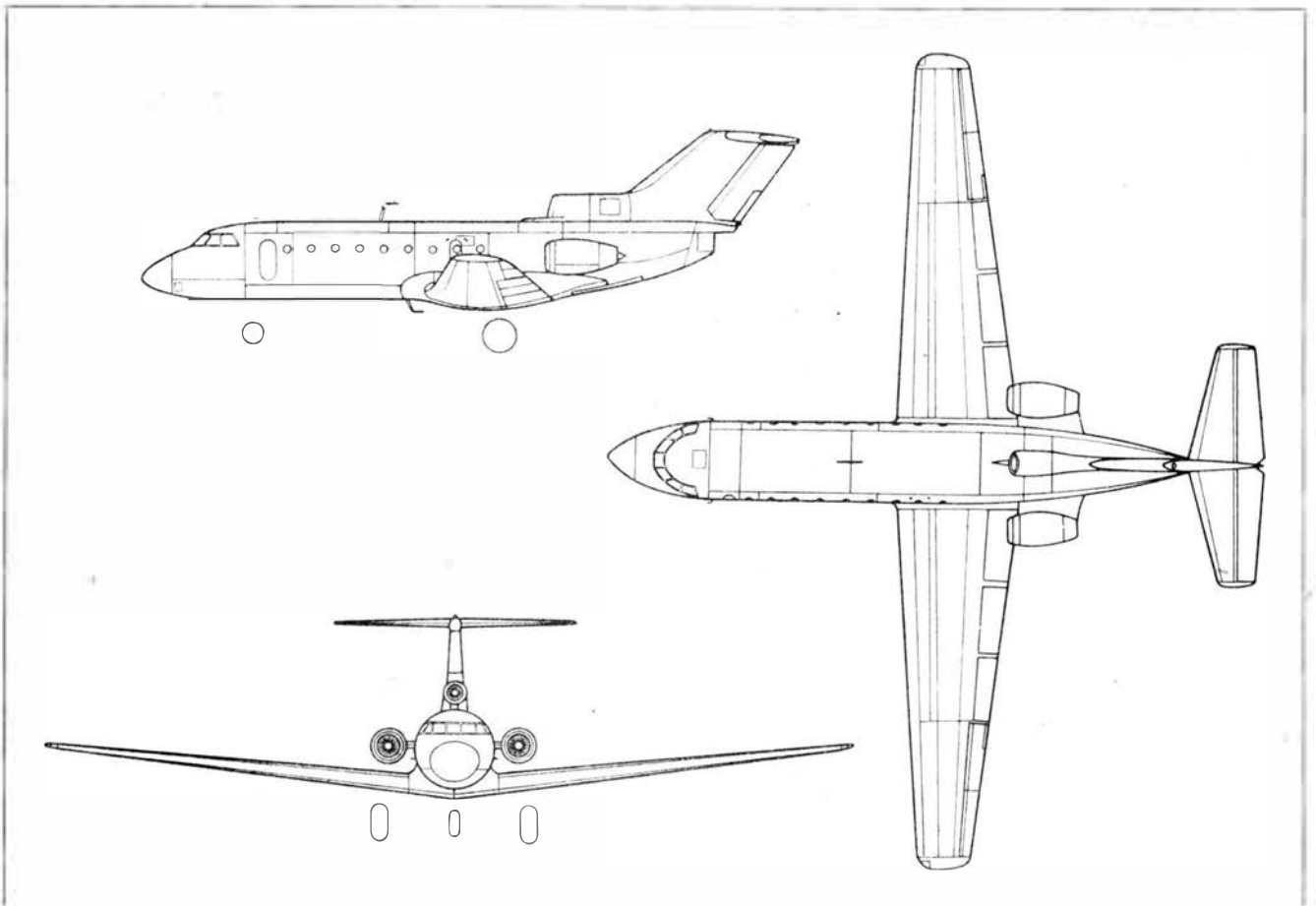
Ciężar własny	9060 kG
Ciężar udźwigu	5640 kG

Ciężar płatny	2300 kG
Ciężar całkowity	14 700 kG
Obciążenie powierzchni	201 kG/m ²

Osiągi

Prędkość maks. 0 m	600 km/h
Prędkość maks. 6000 m	550 km/h
Prędkość przelotowa 6000 m	420 km/h
Prędkość lądowania	160 km/h
Maks. wznoszenie	9,1 m/s
Pułap praktyczny	12 000 m
Pułap praktyczny z dwoma silnikami	8000 m
Zasięg (550 km/h, 6000 m, rezerwa paliwa na 45 min.)	600 km
Zasięg (420 km/h, 8000 m, bez rezerwy)	1000 km
Zasięg maks. (4000 kG paliwa)	1350 km
Rozbieg	600 m
Dobieg	500 m
Dop. współczynniki przeciążeń	+3,5 ÷ -1,65

W. B.



Według zaleceń literatury częstość pierwszego tonu drgań własnych popychaczy powinna różnić się od obrotów silnika lub innych częstości wzbudzenia o co najmniej 300 1/min.

Dla popychaczy podpartych przegubowo na sztywnych podporach, nie obciążonych siłą osiową, częstość drgań własnych na minutę określa się według wzoru:

$$v = \frac{94,2}{l} \sqrt{\frac{EJ}{m}} \left[\frac{1}{\text{min}} \right]$$

gdzie: EJ — sztywność popychacza [kGcm²]

m — masa jednostkowa popychacza $\left[\frac{\text{kGcm}^2}{\text{cm}^2} \right]$

l — długość popychacza [cm]

Wpływ podatności podpór na częstość drgań własnych może być w sposób pewny określony drogą doświadczalną, rachunkowo wymaga to uwzględnienia wzajemnego wpływu drgań popychaczy podpartych na wspólnej dźwigni lub wahaczu, a ponadto dokładne rachunkowe określenie sztywności podpory jest trudne.

W przypadku, gdy zakres częstości wzbudzenia jest taki, że praktycznie nie ma możliwości takiego dobrania częstości popychacza, by znajdowała się poza tym obszarem (zdarza się to np. na śmigłowcach), możliwe jest zastosowanie tłumika drgań popychacza, np. w postaci odcinka pręta metalowego oblanego gumą, włożonego do wnętrza popychacza w równej odległości od jego podpór.

Skuteczność tego tłumika, przy starannym doborze ciężaru i luzu, jest znaczna, może on nawet 50–70-krotnie zmniejszać naprężenia w materiale popychacza, przez co praktycznie usuwa niebezpieczeństwo jego pęknięcia. Szczegółowe zasady doboru takiego tłumika, którego masa bywa równa około 10% masy popychacza, omówione są w literaturze, m.in. w książce *Dynamika konstrukcji lotateliennych aparatów*, A n a n j e w I. W. i i n n i: wyd. Maszynoŝtrojenije, Moskwa 1972.

Dla najczęściej spotykanych wymiarów rur popychaczy podano poniżej wielkości:

Określenie częstości drgań własnych popychaczy układu sterowania

Wymiary rury [mm]	$\sqrt{\frac{EJ}{m}} \cdot 10^{-5}$	
	dla duralu	dla stali
19×17	3,13	3,19
20×16	3,14	3,20
20×17	3,22	3,28
20×18	3,30	3,36
21×18	3,39	3,46
22×18	3,48	3,55
22×19	3,57	3,64
22×20	3,65	3,72
23×20	3,74	3,81
23×21	3,82	3,89
24×20	3,83	3,90
24×21	3,88	3,95
24×22	4,00	4,07
25×21	4,01	4,08
25×22	4,09	4,17
25×23	4,17	4,25
26×23	4,26	4,34
26×24	4,34	4,42
27×23	4,35	4,43
27×24	4,44	4,52
27×25	4,51	4,60
28×24	4,52	4,61
28×25	4,61	4,70
28×26	4,69	4,78
29×25	4,70	4,79
29×26	4,78	4,86
29×27	4,87	4,96
30×26	4,87	4,96
30×27	4,95	5,04
30×28	5,03	5,12
31×27	5,03	5,14
31×28	5,13	5,22
31×29	5,21	5,31
32×28	5,22	5,32
32×29	5,30	5,40
32×30	5,38	5,48
33×29	5,39	5,49
33×30	5,47	5,57
33×31	5,56	5,66
34×30	5,56	5,66
34×32	5,73	5,84
35×31	5,74	5,85
35×32	5,82	5,93
35×33	5,90	6,01
36×34	6,08	6,20
37×35	6,25	6,37
38×34	6,26	6,38
38×35	6,33	6,45

Opr. A.K

$$\sqrt{\frac{EJ}{m}}$$

Określenie dopuszczalnego obciążenia statycznego łożysk tocznych

Wydana w roku 1973 (wyd. Transport, Moskwa) książka *Sprawocznik Awiacyjnego Inżyniera* podaje wzory do określania dopuszczalnych obciążeń statycznych łożysk tocznych.

Oznaczenia

Z — liczba kulek lub waleczków w jednym rzędzie

i — liczba rzędów kulek lub waleczków

d_{sz}, d_p — odpowiednio średnica kulki lub waleczka (dla waleczków stożkowych — średnica średnia, dla sferycznych — maksymalna) [mm]

l_p — długość waleczka (bez fazek) [mm]

D_1 — średnica bieżni wewnętrznej pierścienia łożyska igielkowego [mm]

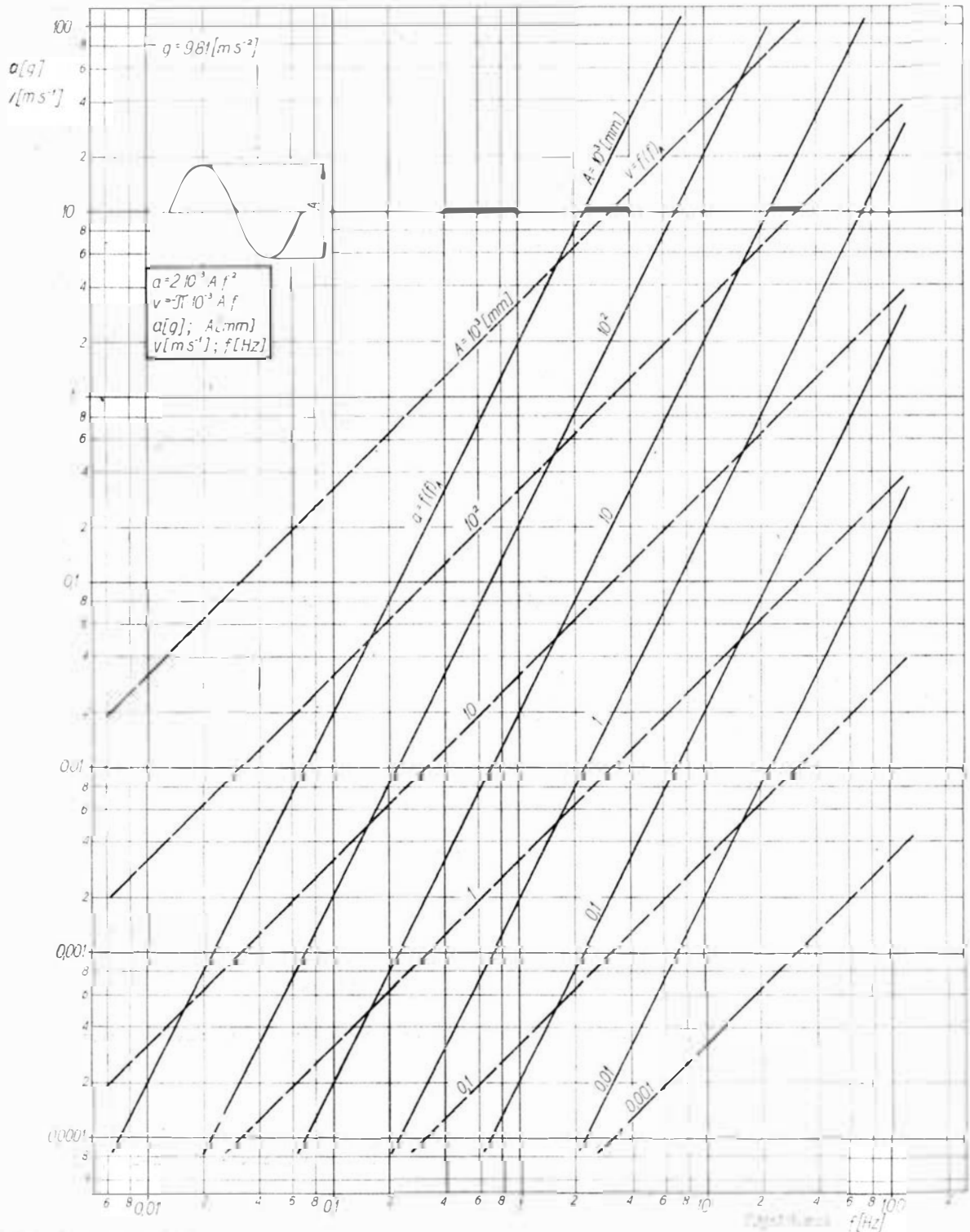
β — kąt styku

Uwaga: W konstrukcjach, od których wymaga się płynności ruchu i małego tarcia, obciążenie należy przyjmować 1,5 ÷ 2,5 raza mniejsze od dopuszczalnego według tablicy.

Typ łożyska	Dopuszczalne obciążenia statyczne Q_{st} [kG]
Kulkowe promieniowe jednorzędowe	$1,25 \cdot z \cdot d_{sz}^2$
Kulkowe, promieniowe sferyczne dwurzędowe	$0,68 \cdot z \cdot d_{sz}^2 \cdot \cos\beta$
Waleczkowe, promieniowe, rolki cylindryczne, krótkie	$2,2 \cdot i \cdot z \cdot d_r \cdot l_r$
Waleczkowe, promieniowe sferyczne dwurzędowe	$4,4 \cdot z \cdot d_r \cdot l_r \cdot \cos\beta$
Igielkowe	$3 \cdot D_1 \cdot l_r$
Kulkowe promieniowo-oporowe jednorzędowe	$1,25 \cdot z \cdot d_{sz}^2 \cdot \cos\beta$
Waleczkowe stożkowe:	
jedno-, dwu-, czterorzędowe	$2,2 \cdot i \cdot z \cdot d_r \cdot l_r \cdot \cos\beta$
Kulkowe oporowe	$A_{st} = 5 \cdot z \cdot d_{sz}^2$
Oprowe z waleczkami stożkowymi	$A_{st} = 10 \cdot z \cdot d_r \cdot l_r \cdot \cos\beta$
Oprowe z waleczkami cylindrycznymi	$A_{st} = 10 \cdot z \cdot d_r \cdot l_r$

Opr. A.K

ZALEŻNOŚĆ PRĘDKOŚCI I PRZYSPESZEŃ W RUCHU HARMONICZNYM OD CZĘSTOŚCI DRGAŃ DLA RÓŻNYCH WIELKOŚCI AMPLITUDY



NIKTÓRE PROBLEMY EKSPLOATACJI LOTNICZYCH TURBINOWYCH SILNIKÓW ODRZUTOWYCH W PLL LOT

Lotnicze silniki turbinowe stanowiące źródło napędu współczesnych samolotów komunikacyjnych charakteryzują się bardzo dużą niezawodnością działania. Na tak dużą niezawodność działania składają się dwie grupy czynników, z których pierwsza dotyczy samej konstrukcji silnika, a druga poziomu obsługi technicznej. Nie trzeba udowadniać, że nawet najbardziej dopracowana konstrukcja dla spełnienia warunku dużej pewności działania wymaga odpowiedniego nakładu prac obsługowych, który jest tym większy, im intensywniejsza jest eksploatacja urządzenia. Najbardziej dogodne dla eksploatującego byłoby takie rozwiązanie, w którym na podstawie odczytu wybranego zestawu parametrów pracy silnika (rejestrowanych automatycznie) można byłoby określić z odpowiednio wysokim poziomem ufności przewidywany okres niezawodnej pracy silnika. W takim rozwiązaniu można sobie wyobrazić, że zainstalowany układ rejestracji parametrów pracy silnika współpracowałby z układem automatycznego przetwarzania danych, który to układ potrafiłby wypracować odpowiednie informacje dla załogi samolotu i dla obsługi naziemnej o stanie silnika, umożliwiając uniknięcie sytuacji awaryjnych. Pomimo stałego postępu technicznego współczesne rozwiązania odbiegają jednak znacznie od przedstawionej koncepcji.

Zajmujący się zagadnieniem automatyzacji procesu kontroli stanu technicznego silników muszą rozwiązać problem wyboru odpowiednio reprezentatywnego zestawu parametrów, które należałoby automatycznie rejestrować oraz znaleźć zależność funkcjonalną pomiędzy stanem technicznym silnika określonym przez wartości i przebiegi wybranego zestawu parametrów a przewidywanym czasem niezawodnej pracy silnika.

Aktualny stan prac w tej dziedzinie pozwala stwierdzić, że stoimy u progu rozwiązania, które w niedalekiej przyszłości pozwoli zrewolucjonizować dotychczasowe systemy obsługi technicznej. Zniknie pojęcie rezerwy silnika lotniczego (narzuconego sztywno przez producenta), bowiem eksploatator na podstawie pełnej znajomości jego stanu technicznego będzie mógł określić, na jaki okres czasu dopuścić silnik do eksploatacji, mając pewność jego niezawodnej pracy.

Według S. Szczecińskiego właściwą liczbę informacji o stanie technicznym silnika turbinowego oraz jego układu automatycznej regulacji i sterowania można uzyskać dopiero na podstawie rejestracji przebiegu wybranych parametrów w warunkach „prze-

W artykule omówiono wyposażenie silnika turbinowego w układy kontrolno-pomiarowe i wynikające stąd możliwości oceny stanu technicznego turbinowego silnika odrzutowego NK-8-4, w który wyposażony jest samolot R-62, eksploatowany przez PLL LOT.

Omówiono też izotopową metodę określania stanu technicznego lotniczych silników turbinowych.

ścia”, tj. podczas zmiany prędkości obrotowej wirników od warunków „małego gazu” do maksymalnych, i odwrotnie. Chcąc więc obiektywnie ocenić stan techniczny silnika należałoby porównać przebiegi wybranych parametrów zarejestrowanych w warunkach „przejścia” z przebiegami wzorcowymi. Układ rejestrujący te przebiegi mógłby być zabudowany bezpośrednio na pokładzie samolotu.

W pracach nad określaniem stanu technicznego lotniczych silników turbinowych wykorzystano własności izotopów promieniotwórczych. Prace te dotyczyły określania za pomocą izotopów promieniotwórczych tych parametrów silnika, których znajomość do oceny stanu technicznego silnika ma decydujące znaczenie. Chodzi tu o określenie stopnia zużycia łożysk wirnika silnika i badanie wielkości luzu wierzchołkowego turbiny. Wprowadzenie do materiału, z którego jest wykonane łożysko izotopu promieniotwórczego umożliwi pośrednio ocenę stopnia zużycia łożyska przez pomiar ilości wytartego napromieniowanego materiału, który znalazł się w instalacji olejowej silnika.

Znajomość stopnia zużycia łożysk umożliwia ocenę wielkości luzów w układzie łożyskowania wirnika silnika turbinowego. Metoda określania wielkości luzu wierzchołkowego turbiny za pośrednictwem izotopu promieniotwórczego opracowana i praktycznie sprawdzona na silniku WK-1 polega na umieszczeniu w obudowie turbiny napromieniowanego kółka grafitowego, który w miarę zmniejszania się luzu wierzchołkowego był zeskrobywany przez turbinę silnika. Ubytek materiału promieniotwórczego jest podstawą do określenia aktualnego luzu wierzchołkowego turbiny. Powyższe metody określania parametrów stanu technicznego silnika nie wyczerpują możliwości zastosowań do tych celów izotopów promieniotwórczych.

Zaletą wspomnianych metod jest przede wszystkim to, że umożliwiają śledzenie w trakcie eksploatacji kształtowania się parametrów silnika, co jest punktem wyjścia do prognozowania czasu niezawodnej jego pracy.

Według źródeł zachodnich prognozowanie czasu niezawodnej pracy silnika wymaga znajomości wielkości i przebiegu w procesie eksploatacji około dwustu jego parametrów, w tym wielkości luzu wierzchołkowego turbiny i stopnia zużycia łożysk wirnika.

NIEKTÓRE PROBLEMY EKSPLOATACJI...

System obsługi lotniczego silnika turbinowego zależy od tego, jakie są możliwości oceny stanu technicznego silnika przez eksploatującego, stąd siłą rzeczy współczesne systemy obsługi są odbiciem rzeczywistych możliwości określenia stanu technicznego silnika. Zagadnienie określania stanu technicznego lotniczego silnika turbinowego i związanego z tym systemu obsługi, trzeba rozpatrywać w dużo szerszym kontekście, system obsługi silnika musi być bowiem związany z systemem obsługi płatowca i zabudowanymi w nim urządzeniami radiowymi, nawigacyjnymi, energetycznymi itd. Obowiązuje tu zasada „najsłabszego ogniwa”, system obsługi samolotu bowiem jest siłą rzeczy podporządkowany systemowi obsługi urządzenia, które dla spełnienia warunku wysokiej niezawodności działania wymaga największej pracy na jednostkę czasu nalotu.

Współczesne systemy obsługi technicznej silników lotniczych polegają na wykonywaniu okresowych czynności kontrolnych i obsługowych po wypracowaniu przez silnik określonej liczby godzin, przy czym po przekroczeniu okresu międzynaправczego silnik kierowany jest do remontu.

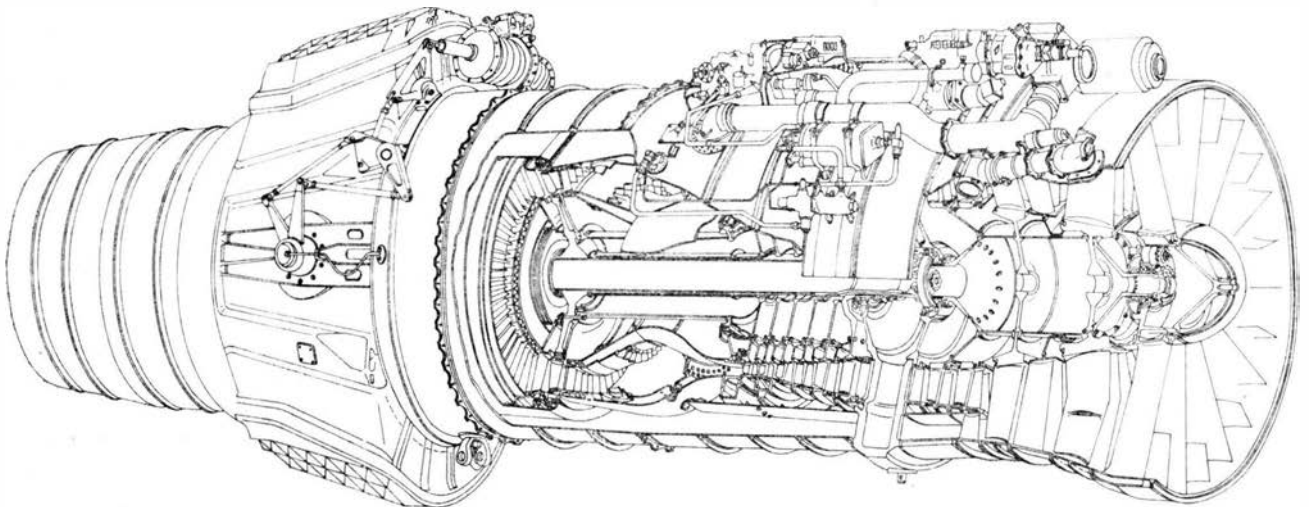
Okres międzynaправczy ustalany jest doświadczalnie przez producenta i niejednokrotnie dany egzemplarz

silnika uzyskuje zwiększony okres międzynaправczy do następnego remontu w wyniku przeprowadzenia przez producenta modyfikacji. W czasie przeglądów okresowych wykonywanych jest wiele czynności obsługowych i kontrolnych w zakresie narzuconym przez producenta, przy czym, jeżeli sprawdzenie wypadło pozytywnie, silnik dopuszcza się do eksploatacji na przewidziany instrukcją producenta okres, po przekroczeniu którego wykonywany jest kolejny przegląd okresowy.

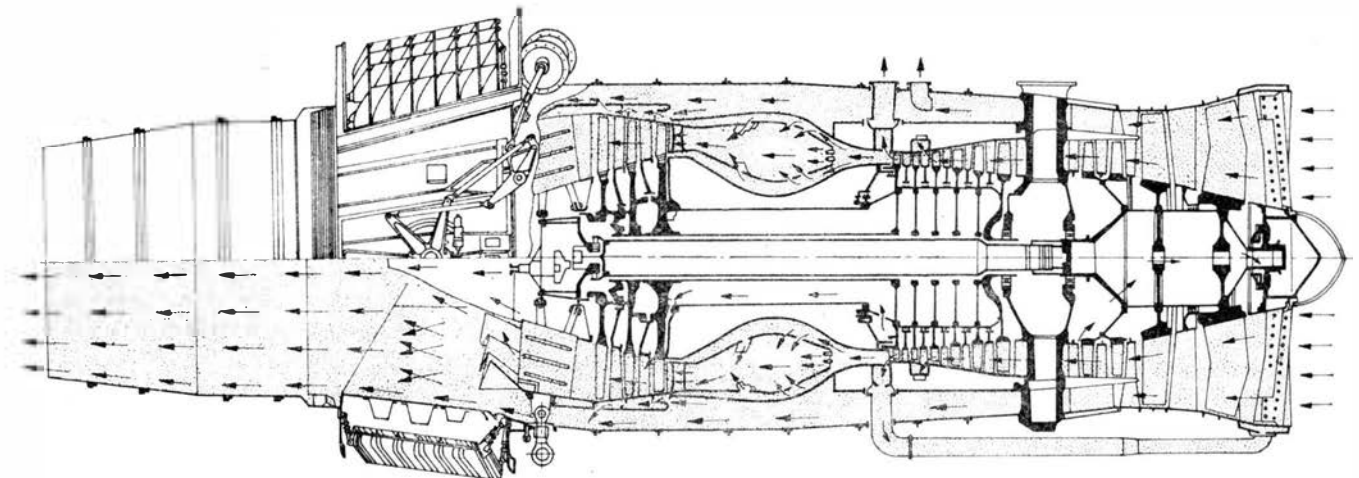
Systemy obsługi technicznej silników lotniczych, w których producent narzuca sztywno wielkości okresu międzyprzeglądowego i maksymalny okres międzynaправczy są właściwe dla takiego stanu techniki, w którym eksploatujący na podstawie mierzonych parametrów nie jest w stanie ocenić stanu technicznego silnika w takim stopniu, aby móc prognozować na jaki okres czasu dopuścić silnik do eksploatacji będąc pewnym jego niezawodnej pracy.

Przejęcie od systemu oceny stanu technicznego silnika na podstawie godzin lotu do systemu oceny silnika wg aktualnego stanu technicznego stanowiłby ogromny skok w technice eksploatacji.

Obsługa techniczna silników turbinowych eksploatowanych w PLL LOT odbywa się w systemie przeglądów okresowych, w czasie których wykonuje się wiele prac kontrolnych i obsługowych. W miarę



1. Konstrukcja silnika NK-8-4



2. Przebieg powietrza i gazów spalinowych w silniku NK-8-4

wprowadzania do eksploatacji w PLL LOT nowych typów samolotów wyposażonych w coraz bardziej nowoczesne źródła napędu, obserwuje się proces wyposażania silników w coraz bardziej złożone układy kontrolno-pomiarowe i zabezpieczające. Stopień wyposażenia silników eksploatowanych w PLL LOT w układy kontrolne-pomiarowe i wynikające stąd możliwości oceny stanu technicznego zostaną dalej omówione w oparciu o silnik NK-8-4, w który wyposażony jest samolot Il-62.

Silnik NK-8-4 jest dwuprzepływowym dwuwirnikowym turbinowym silnikiem odrzutowym o stosunku wydatków konturu zewnętrznego do wewnętrznego 1:1 i rozwijającym ciąg startowy (w warunkach standardowych) równy 10 500 kG.

Podstawowe informacje o stanie silnika i jego układu automatycznej regulacji dostarczają pokładowe układy kontrolno-pomiarowe, które można podzielić na „klasyczne” przyrządy kontrolne, układy półautomatycznej kontroli pracy silnika i automatyczne układy kontrolno-zabezpieczające.

Drugą grupę informacji o stanie silnika uzyskuje się podczas przeglądów okresowych, na podstawie oględzin i pomiarów za pomocą ręcznych urządzeń.

W okresach pomiędzy przeglądami silnik jest kontrolowany na podstawie informacji dostarczanych przez pokładowe układy kontrolno-pomiarowe.

„Klasyczne” przyrządy kontrolne obejmują wskaźniki prędkości obrotowych wirników wysokiego i niskiego ciśnienia, ciśnienia i temperatury oleju, ilości oleju w instalacji, ciśnienia paliwa przed wtryskiwaczami, temperatury gazów za turbinami wysokiego i niskiego ciśnienia, wydatku paliwa, poziomu drgań silnika i położenia kąтового dźwigni agregatu automatycznej regulacji silnika.

Układy półautomatycznej kontroli silnika sygnalizują (za pomocą sygnalizacji świetlnej) następujące stany niesprawności:

— minimalne ciśnienie paliwa za filtrem niskiego ciśnienia (możliwość kawitacji),

— „zatkanie” filtra paliwowego niskiego ciśnienia (paliwo płynie do silnika z pominięciem filtra),

— minimalne ciśnienie oleju (ciśnienie oleju zmniejszyło się do $2,3 \pm 0,5$ kG/cm², co nie zabezpiecza prawidłowego olejenia łożysk wirników),

— zbyt wysoka temperatura gazu (temperatura gazu przed turbiną niskiego ciśnienia wzrasta do 870°C),

— minimalna ilość oleju w zbiorniku olejowym (ilość oleju w zbiorniku obniżyła się do 5^{+2} l),

— opiłki w oleju (pojawienie się opiłków metalowych w instalacji olejowej silnika),

— wzrost drgań silnika (sygnalizowany jest podwyższony wzrost prędkości wibracji określony na 65 ± 10 mm/s oraz niebezpieczny wzrost prędkości wibracji określony na 90 ± 15 mm/s),

— oblodzenie silnika,

— położenie kątowe przestawianych łopatek kierujących na wlocie do sprężarki wysokiego ciśnienia (stan niesprawności występuje w przypadku nieprzestawienia się łopatek z położenia rozruchowego w położenie robocze przy prędkości obrotowej wirnika niskiego ciśnienia $43 \pm 3,6\%$ wg skali umownej; sygnalizowane jest położenie rozruchowe łopatek za pomocą świetlnej tabliczki),

Tablica

Typ przeglądu	Startowy		Okresowy		
	A	B	2	2A	3
Nazwa przeglądu					
Czasokres wykonywania	przed lotem	7 dni	200±20h lotu	600±40h lotu	1200±80h lotu

— położenie zaworów upustu powietrza ze sprężarki wysokiego ciśnienia (stan niesprawności występuje w przypadku niezamknięcia się zaworów upustowych przy prędkości wirnika wysokiego ciśnienia $74,5 + 1,5\%$ wg skali umownej; sygnalizowane jest zamknięte położenie zaworów),

— zdjęcie blokady z zamka odwracacza ciągu (stan niesprawności występuje w przypadku samoczynnego nie kontrolowanego zdjęcia blokady w locie),

— włączenie odwracacza ciągu (stan niesprawności występuje w przypadku nieprzestawienia się zasłonek odwracacza ciągu po przestawieniu dźwigni sterowania odwracaczem w położenie „ciąg wsteczny”),

— włączenie układu automatycznego sterowania rozruchem (stan niesprawności występuje w przypadku niewłączenia się układu po naciśnięciu przycisku rozruchu).

Wszystkie wymienione układy półautomatyczne sygnalizują stany niesprawności silnika, lecz nie dostarczają informacji o ich przyczynie.

W przypadku uzupełnienia pokładowego rejestratora parametrów eksploatacyjnych silnika urządzeniem naziemnym umożliwiającym znalezienie przyczyny uszkodzenia, mamy do czynienia z automatycznym urządzeniem kontrolnym.

Silnik NK-8-4 wyposażony jest w układ automatycznej kontroli regulatora temperatury gazów przed turbiną RTA-26-9-1. W czasie pracy silnika temperatura gazów przed turbiną niskiego ciśnienia i temperatura gazów za turbiną silnika są kontrolowane na bieżąco na podstawie odczytu wskaźnika temperatury.

Stan niesprawności układu RTA-26-9-1 objawiający się przekroczeniem zadanej dopuszczalnej temperatury gazów przed turbiną niskiego ciśnienia jest sygnalizowany za pomocą świetlnej tabliczki.

Naziemny tester PI-38-1 imitujący siłę termoelektryczną termopar umożliwia skontrolowanie działania wzmacniacza RTA-26-9-1 we wszystkich zakresach pracy oraz sprawdzenie mechanizmu wykonawczego IM-7-7 regulującego wydatek paliwa w zależności od zamierzonej temperatury gazów.

Niezależnie od możliwości sprawdzenia działania układu RTA-26-9-1 za pomocą testera PI-38-1 istnieje możliwość sprawdzenia RTA-26-9-1 za pomocą jego wewnętrznego układu kontroli, które wykonuje się w czasie próby silnika na ziemi po przełączeniu układu na zakres „kontrola”.

W tym przypadku układ RTA-26-9-1 ustala kontrolną maksymalną temperaturę gazu przed turbiną na poziomie niższym od dopuszczalnej temperatury gazu na zakresie startowym. Wskutek tego przestawianie dźwigni sterowania silnikiem w kierunku większego ciągu będzie powodowało wzrost prędkości obrotowej wirników silnika tylko do momentu, w którym temperatura gazu przed turbiną niskiego ciśnienia osiągnie zadaną wartość kontrolną. Układ

RTA-26-9-1 jest sprawny, jeżeli pomimo dalszego przestawiania dźwigni sterowania silnikiem temperatura gazu przed turbiną niskiego ciśnienia i prędkość obrotowa wirników utrzymują się na jednakowym poziomie.

W przypadku niesprawności układu automatycznej regulacji temperatury gazu przed turbiną, w wyniku którego temperatura gazu przekroczyła wielkości eksploatacyjne, do podjęcia decyzji co do dalszej eksploatacji silnika niezbędna jest informacja, jaki przebieg w czasie miała temperatura gazu po przekroczeniu wielkości eksploatacyjnej.

Układ RTA-26-9-1 umożliwia uzyskanie tej informacji na podstawie odczytu wskazań wskaźnika temperatury. Niemniej konstruktorzy dążą do zautomatyzowania tej czynności.

Jednym z rozwiązań, które można zaproponować, jest połączenie układu rejestracji temperatury z rejestratorem czasu pracy silnika. Urządzenie takie rejestrowałoby osobno czas pracy silnika z temperaturą gazu przed turbiną niższą od temperatury na zakresie startowym i osobno czas pracy silnika z maksymalną temperaturą gazu na zakresie startowym. Jednocześnie w przypadku przekroczenia dopuszczalnej temperatury układ rejestrowałby automatycznie jej przebieg w funkcji czasu.

Podobne urządzenia są już produkowane m.in. przez firmę Smiths Industries Limited.

Poza informacjami o stanie technicznym silnika dostarczonymi przez omówione powyżej pokładowe

układy kontrolno-pomiarowe, pozostałe informacje uzyskiwane są w wyniku przeglądów technicznych.

Przeglądy te dzielą się na startowe i okresowe i wykonywane są wg zasad podanych w tablicy.

W systemie tych przeglądów zakres czynności wykonywanych w miarę wzrostu nalotu powiększa się, a w związku z tym wzrasta czas postoju samolotu na przeglądzie.

Informacje o stanie technicznym silnika uzyskane w czasie przeglądu dzielą się na następujące grupy:

— informacje uzyskane w wyniku optycznego sprawdzenia stanu zewnętrznego silnika i jego instalacji,

— informacje uzyskane w wyniku kontroli filtrów instalacji paliwowej i olejowej,

— informacje o stopniu wypracowania niektórych elementów uzyskane w wyniku częściowego demontażu silnika,

— informacje o stanie łopatek turbiny uzyskane w wyniku sprawdzenia ich krawędzi spływu za pomocą defektoskopu indukcyjnego.

Niezależnie od możliwości sprawdzenia łopatek za pomocą defektoskopu indukcyjnego w PLL LOT stosuje się także defektoskopię rentgenowską, z tym że ze względu na trudności z zainstalowaniem aparatury na silniku możliwe jest jedynie sprawdzenie łopatek ostatniego stopnia turbiny czy też pierwszego stopnia sprężarki.

Omówiony w artykule stopień wyposażenia silnika w układy kontrolno-pomiarowe i wpływające stąd możliwości oceny stanu technicznego silnika w pełni odpowiadają obowiązującym standardom i przepisom.

WCT/531/K/74



ZAKŁAD DOŚWIADCZALNY POLSKIEJ AKADEMII NAUK INSTYTUTU CHEMII FIZYCZNEJ I INSTYTUTU CHEMII ORGANICZNEJ

Warszawa, ul. Kasprzaka 44, tel. 32-63-35, 32-16-66.

CYJANOPAN B-4 — klej cyjanakrylowy skleja w ciągu sekund

Klei: metale, ceramikę, szkło, tworzywa termoplastyczne, tworzywa termoutwardzalne, drewno i wiele innych materiałów — wytrzymałość 100 do 300 kG/cm². Przysklejaniu nie wymaga utwardzaczy, temperatury, ciśnienia ani żadnych przyrządów pomocniczych.

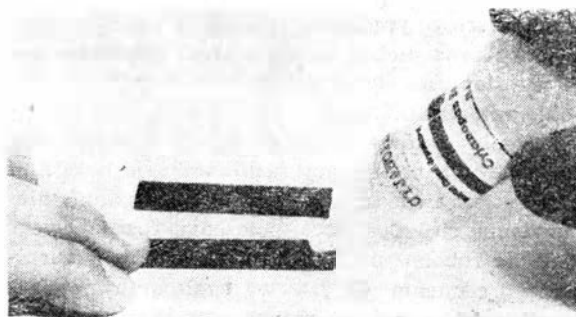
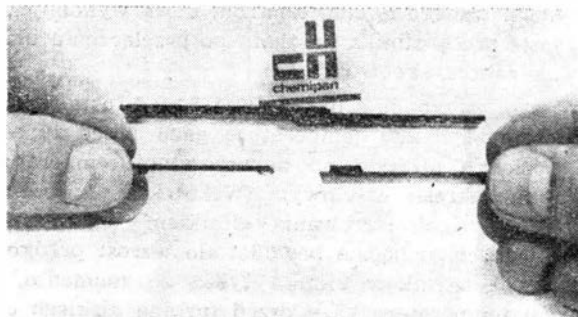
Niezbędny element w nowoczesnej technologii produkcji i montażu wszelkiego rodzaju urządzeń w przemyśle precyzyjnym, w przemyśle urządzeń pomiarowych, w elektronice oraz elektrotechnice.

Kleje cyjanakrylowe stosowane przez wszystkich czołowych producentów maszyn, wyrobów elektrotechnicznych i elektronicznych na świecie są obecnie produkowane w Polsce przez Chemipan pod nazwą Cyjanopan B-4.

Dystrybutorem kleju Cyjanopan B-4 jest POCH Gliwice, ul. Sowińskiego 11.

Zamówienia należy składać w Przedsiębiorstwie Handlu Chemikaliami „Chemia” (dawna nazwa Wojewódzkie Hurtownie Wyrobów Przemysłu Chemicznego). Cena 20-gramowego opakowania wynosi 212 zł.

WCT/1508/K/74



Wybrane zagadnienia wytrzymałościowe klejonej, wysokoobciążonej konstrukcji duralowej

W artykule omówiono zalety łączenia metali za pomocą klejenia i zwrócono uwagę na korzyści w stosowaniu tej metody w przemyśle lotniczym.

Przedstawiono prace przeprowadzone w Instytucie Lotnictwa przez zespół opracowujący koncepcję materiałową, technologiczną i konstrukcyjną szybowca perspektywicznego. Badania dotyczyły rozwiązań technologii wykonania laminatowych pokryć oraz klejonego dźwigara. Przedstawiono problemy, które się wyłoniły w toku prac.

Klejenie jako technologia łączenia znajduje szerokie zastosowanie w wielu dziedzinach produkcji: w elektrotechnice, w przemyśle komunikacyjnym, gdzie, poza lotnictwem, dla którego klejenie ma szczególne znaczenie, należy wymienić przemysł samochodowy, kolejowy i okrętowy, w przemyśle budowlanym i meblowym, w przemyśle maszynowym oraz chemicznym.

W przemyśle lotniczym klejenie metali wprowadzono początkowo dla wykonywania płyt wielowarstwowych (sandwicz).

Dla wykonywania np. płyt przekładkowych z rdzeniem komórkowym klejenie okazało się jedyną metodą łączenia warstw. Płyty typu sandwicz okazały się znakomitym rozwiązaniem wszelkiego rodzaju ścianek i pokryć nie ulegających wyboczeniu, Laminaty metalowe umożliwiły konstruowanie elementów o skomplikowanych kształtach bez konieczności frezowania, jak również łączenie pakietów blach z różnych materiałów, np. stal—dural, dural—miedź itp.

Klejenie elementów samolotów stosuje się w Anglii i Holandii od 1952 roku, w USA od 1949 roku.

Zespoły klejone zarówno drugorzędne, jak i nośne, mają samoloty: Hornet, Dover i Comet firmy de Havilland oraz Britannia — firmy Bristol, a także Friendship — Fokkera i Argosy Armstrong Whitworth Aircraft.

Obecnie klejenie w samolotach stosuje się jako sposób łączenia równorzędny z nitowaniem czy zgrzewaniem.

Ze względu na jak najlepsze wykorzystanie materiału (lekkość) połączenie klejowe należy projektować tak, by osiągało ono swą największą wytrzymałość, tzn. warstwa kleju powinna być obciążona jedynie siłami stycznymi, bo te klej przenosi najlepiej.

Inne rodzaje obciążenia, szczególnie takie, które wprowadzają w kleju naprężenia rozciągające, nie mogą być w zasadzie przenoszone przez połączenia klejowe (rys. 1).

W budowie samolotów optymalne warunki obciążenia połączeń klejowych występują głównie w elementach zginanych (kesonach). Są to:

- wzmocnienia pokryć w miejscach otworów itp.,
- łączenia pasów ze ściankami dźwigarów,
- łączenie podłużne, żeber z pokryciami,
- łączenie kesonów skręcanych.

Zalety łączenia metali za pomocą klejenia rozpatrywać należy w trzech aspektach. Najważniejsze jest zagadnienie wytrzymałości. Części klejone wykazują

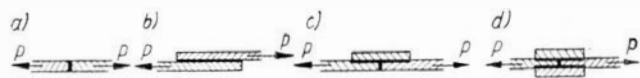
wytrzymałość zbliżoną do wytrzymałości materiału łączonego. Obciążenie przenoszone jest przez warstwę klejową bardzo równomiernie, bez spiętrzeń naprężeń, zaś kształty części łączonych są płynne, nie wymagają otworów, wobec czego nie występuje zjawisko karbu. Ma to szczególnie znaczenie dla trwałości zmęczeniowej. Przy klejeniu nie mamy zmniejszenia pracujących przekrojów na otwory (np. nitowanie), a więc nie wymaga ono zwiększenia przekrojów (dodatkowego ciężaru) dla zapewnienia żądanej wytrzymałości łączonych elementów.

Własności te sprawiają, że w zasadzie połączenie klejowe nie wymaga zwiększenia ciężaru, jakie ma miejsce przy każdym innym typie połączeń (nitowanie, spawanie, zgrzewanie).

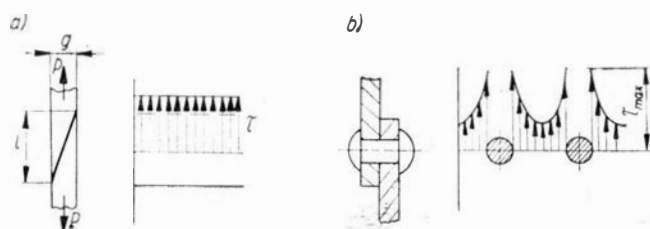
Drugim zagadnieniem jest zabezpieczenie przed korozją, niewątpliwie znacznie większe niż w przypadku np. nitowania czy zgrzewania. Poza tym wykluczenie powstawania ogniów galwanicznych daje możliwość łączenia różnych materiałów, np. duralu i miedzi w instalacjach przeciwołodziennych ogrzewanych elektrycznie (rys. 2).

Trzecim względem ekonomicznym jest mała pracochłonność operacji oraz prostota oprzyrządowania. Technologia klejenia nie wymaga wysoko kwalifikowanego personelu, urządzenia zaś są typu uniwersalnego. Wszystko to sprawia, że metoda ta jest mniej kosztowna od innych.

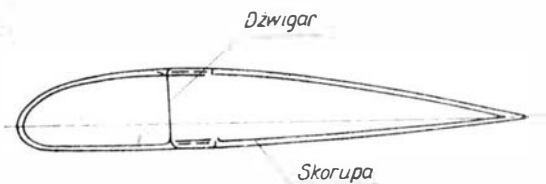
Trudnością tu może być tylko warunek właściwego projektowania złącza z punktu widzenia wytrzymałości, co wymagać może stosowania nietypowych rozwiązań konstrukcyjnych.



1. Rodzaje połączeń



2. Rozkład naprężeń w połączeniach: a) klejonym, b) nitowanym



3. Schemat struktury skrzydła



Wiele badań, jakie przeprowadzono zarówno w Polsce, jak i na świecie udowodniło, że technologia klejenia ma niewątpliwą przewagę nad wszelkimi tradycyjnymi metodami łączenia.

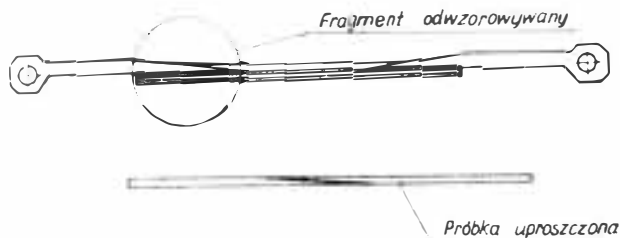
Kontynuowanie prac w kierunku jej rozwijania jest zatem ze wszech miar pożądane. Szersze zastosowanie klejenia w przemyśle lotniczym umożliwi bowiem wprowadzenie najnowocześniejszych rozwiązań konstrukcyjnych, co prowadzi do produkcji sprzętu o najwyższej jakości.

W Polsce, od wielu lat, na szeroką skalę stosuje się klejenie w produkcji łopat śmigłowców WSK-Świdnik.

Duże osiągnięcia ma również Szybowcowy Zakład Doświadczalny z Bielska, który zamierza w najbliższym czasie zastosować w jednym ze swoich szybowców klejony dźwigar duralowy. Na podkreślenie zasługuje fakt przeprowadzenia, na zlecenie SZD, przez Instytut Lotnictwa oraz Politechnikę Warszawską szeroko zakrojonych prac badawczych, które umożliwiły opracowanie silnie obciążonej konstrukcji wykonanej z zastosowaniem technologii klejenia.

W Instytucie Lotnictwa w 1969 roku powołany został zespół do opracowania koncepcji materiałowej, technologicznej i konstrukcyjnej szybowca perspektywicznego. Efektem prac zespołu miały być rozwiązania konstrukcyjne i technologiczne określonych zespołów szybowca. W toku prac zdecydowano, że skrzydło szybowca ma mieć konstrukcję dźwigarową ze skorupą obciążoną skręcaniem. Dźwigar, przenoszący obciążenia zginające miał być klejony z pakietu blach duralowych, skorupa zaś wykonana z laminatu szkłano-epoksydowego. Pragnę tu podkreślić, że gros prac dotyczyło rozwiązań technologii wykonania zarówno laminatowych pokryć, jak i klejonego dźwigara. Niemniej jednak ostateczny produkt musiał być przebadany wytrzymałościowo, co sprawiło, że stanęliśmy wobec konieczności rozwiązania wielu problemów stąd wynikających (rys. 3). Podstawowym węzłem konstrukcyjnym, wymagającym sprawdzenia wytrzymałości było połączenie klejowe między okuciem głównym i dźwigarem skrzydła (rys. 4).

Jest to połączenie silnie obciążone i pierwszorzędne pod względem bezpieczeństwa. Okucie zostało wklejone w pasy dźwigara, a więc moment gnący skrzydło zamieniano na parę sił „pasowych” obciążają-



5

cych skleinę. Ponieważ wysokość dźwigara jest stosunkowo mała, siły pasowe są duże. Uwzględniając ok. 30% spadku nośności kleju w czasie, wynikający ze starzenia oraz obowiązujący w przepisach współczynnik bezpieczeństwa konstrukcji 1,5 nośność statyczna badanego połączenia powinna być ok. 23 t.

W pierwszej serii badań wybrano fragment konstrukcji obejmujący jeden „wąs” okucia z przyklejonym doń odcinkiem pasa dźwigara (rys. 5). Próbkę taką poddano rozciąganiu statycznemu na maszynie wytrzymałościowej. Przebadano łącznie 26 próbek o różnych parametrach geometrycznych — wyniki prób podaje tablica.

Z danych materiałowych kleju ME1, który został użyty do sklejenia konstrukcji wzięto, do projektowania omawianego połączenia, wartość średnich naprężeń tnących niszczących równą $380 \frac{\text{kG}}{\text{cm}^2}$. W ten sposób otrzymano powierzchnię klejenia potrzebną do przeniesienia zadanego obciążenia.

Po przebadaniu już pierwszych próbek okazało się, że osiągnięta w praktyce wytrzymałość kleju jest blisko 2-krotnie mniejsza.

Rozważając szczegółowo to zjawisko wytypowano parametry, które w zasadzie opisują połączenie z punktu widzenia wytrzymałości, są to:

- średnia siła niszcząca,
- średnie naprężenie normalne w materiale,
- średnie naprężenie styczne w kleju,
- parametry geometryczne: g/l , b/l ,
- stosunek przekrojów części łączonych,
- Q_r materiału.

Spójrzmy teraz na statykę położenia klejowego dwóch elementów prostopadłościennych o jednakowych przekrojach poprzecznych, a płaszczyźnie klejowej nachylonej pod małym kątem do kierunku działania sił (rys. 6):

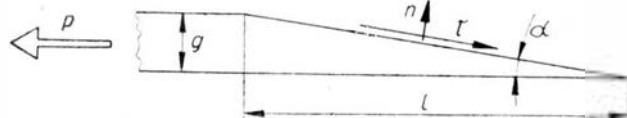
$$P = \sigma \cdot g \cdot b = \tau \cos a \cdot b \cdot \frac{l}{\cos a} + n \sin a \cdot b \cdot \frac{l}{\cos a}$$

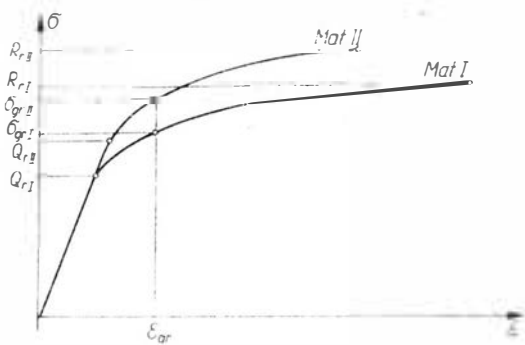
$$\tau \sin = n \cos a$$

$$n = \tau \cdot \operatorname{tg} a$$

$$\sigma \cdot g = \tau l + \operatorname{tg}^2 a$$

ponieważ a małe przyjmujemy $\operatorname{tg}^2 a \approx 0$





wówczas otrzymujemy zależność:

$$\sigma \cdot g = \tau \cdot l$$

lub inaczej:

$$\tau = \sigma \cdot \frac{g}{l}$$

Formuła ta daje nam funkcję średnich naprężeń ścinających w kleju przy zmianie wyteżenia materiału łączonego dla danych proporcji geometrycznych połączeń (przy $F_1/F_2 = 1$; $b_1 = b_2$).

Otóż, jeśli z przebadanych próbek wytracić te, które spełniały warunki geometryczne podane wyżej, a więc tę samą szerokość i przekrój części łączonych, daje się zauważyć pewna prawidłowość uzyskanych wyników (tablica). Widzimy, że w przypadku próbek typu 2.2.1; 2.2.1'; 2.3.1. i 2.3.3. $\sigma_{niszcz.}$ są bardzo zbliżone do siebie i wynoszą średnio 35,125 kG/mm². Tej wartości naprężeń odpowiada średnie wydłużenie ok. 6%. Na podstawie tej obserwacji wysunęliśmy przypuszczenie, że przyczyną zniszczenia kleju jest nadmierne wydłużenie materiału, a więc i kleju uniemożliwiająca mu dalszą pracę. Wartość średnią wydłużenia materiału, przy którym następowało ścięcie kleju nazwaliśmy odkształceniem granicznym.

Wyniki badań próbek typu 2.3.4. i 2.3.5. wskazują na $\sigma_{niszcz.}$ znacznie większe, wynoszące średnio 44,15 kG/mm² (nie uwzględniono wartości 48,8 kG/mm², ponieważ materiał ten był uprzednio utwardzony ogniotem i zniszczenie nastąpiło przed urwaną próbką poza skleina). Po zbadaniu materiału, z którego wykonano próbki okazało się, że ma on znacznie podniesioną granicę plastyczności, a także wytrzymałość, kosztem zmniejszenia wydłużenia przy zniszczeniu, a więc ma własności charakterystyczne dla materiału

silnie zgniecionego, utwardzonego praktycznie do R_r . Jak przypuszczamy, próbki wycięto z miejsca w pobliżu brzegu arkusza blachy (grubość jest ok. 10% mniejsza od grubości nominalnej blachy).

Jeśli spojrzymy teraz na wykres rozciągania duralu (rys. 7) widzimy, że charakterystyka materiału silnie zgniecionego podniesiona jest do góry, a zatem do wywołania odkształceń granicznych panować w nim muszą znacznie większe naprężenia niż w materiale o normalnych własnościach.

Nasuwa się więc prosty wniosek: żeby jak najlepiej wykorzystać wytrzymałość materiału, należałoby go doprowadzić do takiego stanu, w którym wydłużenie graniczne dla kleju byłoby wywołane naprężeniami bliskimi wytrzymałości (R_r). Praktycznie stan taki jest nie do zrealizowania, jednak wydaje nam się, że dodatkową obróbką plastyczną na zimno wprowadzającą zgniot na powierzchniach klejonych można by podnieść nośność połączenia. Interesująca byłaby także możliwość używania materiałów o specjalnie podniesionej granicy plastyczności w wyniku obróbki plastycznej w czasie obróbki cieplnej.

Pragnę tu zwrócić jeszcze uwagę na łączące się z dotwardzaniem zjawisko zmniejszania wytrzymałości zmęczeniowej. Materiał zgnieciony bowiem niekiedy charakteryzuje się zmniejszeniem odporności na obciążenia zmienne, wzrostem czułości na korb itd. Otóż na plus połączeń klejonych zaliczyć należy to, że stanowią one konstrukcję geometryczną czystą, z płynnymi przejściami, bez otworów, co sprawia, że ilość punktów spiętrzeń naprężeń wydatnie maleje w porównaniu z jakąkolwiek inną koncepcją połączenia.

Przeprowadzono rachunek statystyczny, który nie zaprzeczył stawianej przez nas hipotezie zniszczenia połączenia klejonego, ale też rozrzut wyników był na tyle duży, że nie potwierdził jej z pewnością.

Dla uzyskania pewności podjęliśmy dalsze prace nad tym zagadnieniem, których wyniki pozwolą nam przyjąć stawianą hipotezę lub ją odrzucić.

Pragnę podkreślić, że całe rozważanie oparte jest o pomiary wartości średnich, bez wnikania w ściśle rozkłady zarówno naprężeń, jak i odkształceń. Wydaje się, że rozwiązanie problemu znajduje się właśnie w nierównomierności rozkładów w punktach spiętrzeń naprężeń. Szczegółowe opracowanie robimy w przyszłości, w miarę uzyskiwania środków na dalsze badania.

Wracając do wyników badań podanych w tablicy, można było sprecyzować na ich podstawie konkretną formułę, która w pierwszej fazie prac posłużyła kon-

Tablica 1

Nr próbki	g [mm]	l [mm]	b [mm]	σ niszcz. [kG/mm ²]	τ niszcz. [kG/cm ²]	
2.2.1.	8	120	60	35,7	236	$Q_r=36,3$; $R_r=46,9$
2.2.1.	8	120	60	35,0	233	$Q_r=36,3$; $R_r=46,9$
2.3.1.	8	240	60	36,1	120,5	$Q_r=36,3$; $R_r=46,9$
2.3.3.	20	280	60	34,8	248	$Q_r=36,3$; $R_r=46,9$
2.3.4.	10	120	60	44,5	370	$Q_r=41,1$; $R_r=48,9$
				48,8	408	
2.3.5.	10	100	60	43,8	438	$Q_r=41,1$; $R_r=48,9$

Tablica 2

Nr próbki	g_p [mm]	l [mm]	b_1 [mm]	F_1 [mm]	F_2 [mm]	σ [kG/mm ²]	τ [kG/cm ²]	$\alpha = \frac{F_p}{F_0}$
2.2.2.	12	120	56	660	440	18,82 28,4	185	0,658
2.1.3.	20	280	22	440	440	28,2 29,5	201	1,0
2.1.1.	20	280	22	440	440	20,2 30,6	208	1,0
2.1.5.	19	280	46	873	834	32,1 29,2	207	0,956

strukturowi do wstępnego wymiarowania połączenia, brzmi ona:

$$\tau = 3426 g/l \text{ [kG/cm}^2\text{]}$$

Wartość współczynnika proporcjonalności wyznaczono na podstawie wyników prób za pomocą rachunku statystycznego. Jego sensem fizycznym jest wartość granicznego, z punktu widzenia kleju, średniego naprężenia normalnego w materiale łączonym.

Wartość liczbową podaną wyżej odpowiada materiałowi o typowych własnościach, która powinna jednak być sprawdzona bądź zagwarantowana atestem.

Ogólnie wielkość σ_{gr} zależna jest od właściwości wytrzymałościowo-sprężystych łączonych materiałów.

Analogiczne zjawiska obserwować możemy w przypadku próbek nie spełniających lub spełniających tylko częściowo założenia równości przekrojów i szerokości powierzchni klejowej.

Weźmy teraz wyniki badań próbek przyklejenia grubego, frezowanego pasa do pakietu blach (rys. 8).

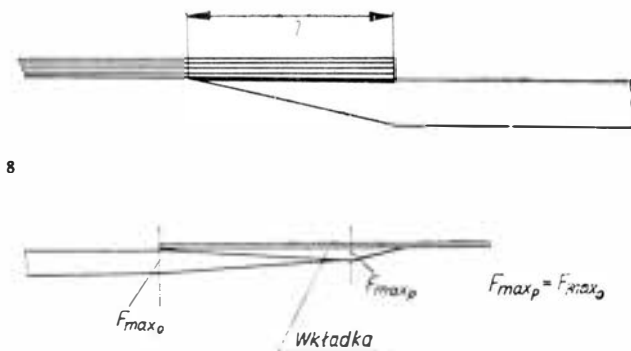
Jak widać z zestawienia (tabl.), poza próbką 2.2.2., która miała bardzo nierówne przekroje prawidłowość jest również wyraźna, tyle, że współczynnik w formule uległ zmniejszeniu i wynosi obecnie (wyliczony za pomocą rachunku statystycznego):

$$\sigma_{gr} = 27,90 \frac{\text{kG}}{\text{mm}^2}$$

A więc dla połączeń tego typu napisaliśmy wzór:

$$\tau = 2790 g/l \left[\frac{\text{kG}}{\text{cm}^2} \right]$$

Oczywiście wzór ten należy stosować ze szczególną ostrożnością, tzn. w przypadkach, gdy istnieje wy-



8

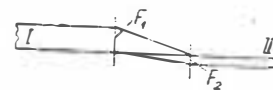
rażne podobieństwo geometryczne węzła konstrukcyjnego.

Trzecim czynnikiem, mającym, naszym zdaniem, wpływ na jakość pracy połączenia, jest nierównomierność przekrojów łączonych elementów.

Dla zilustrowania tego zagadnienia wybrano wyniki następujących próbek, dla uproszczenia klejonych tylko z dwóch elementów:

Tablica 3

Nr próbki	F_1	F_2	α	$\sigma_{dośw.}$		$\sigma_{teor.}$	$\gamma = \frac{\sigma_{teor.}}{\sigma_{dośw.}}$
				o	p		
2.3.2.	440	480	0,916	31,4	31,5	32,2	0,936 1,021
2.1.4.	874	722,5	0,828	29,2	35,3	29,1	0,998 0,827



$$\alpha = \frac{F_1}{F_2} \text{ gdy } F_2 = F_1$$

$$\alpha = \frac{F_2}{F_1} \text{ gdy } F_1 F_2$$

Jeżeli za wartość wyjściową naprężeń granicznych wziąć średnią uzyskaną z badań próbek pierwszego typu, wynoszącą $35,125 \frac{\text{kG}}{\text{mm}^2}$, można wylczyć współczynnik równania korygujący wartość σ_{gr} o stosunek przekrojów łączonych części, czyli:

$$\sigma_{gr} = \sigma_{gr} \cdot a$$

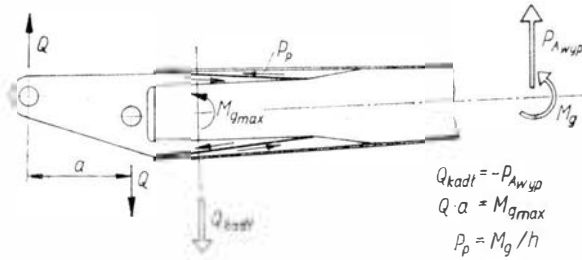
Wyliczoną w ten sposób wielkość σ_{gr} nazwiemy $\sigma_{gr \text{ teor.}}$.

Jeżeli porównać obliczoną w ten sposób wielkość naprężeń normalnych z wartością zmierzoną w trakcie badań, widać, że stosunek $\sigma_{teor.}$ do $\sigma_{dośw.}$ różni się bardzo niewiele od 1.

Dla uzyskania zadanej nośności wprowadzono, na podstawie wyników badań, następujące poprawki konstrukcyjne:

— zwiększono przekroje poprzeczne łączonych elementów w obszarze skleiny, tak by zmniejszyć naprężenia normalne do wartości poniżej σ_{gr} , zachowując w dalszej części konstrukcji wymiary pierwotne (by nie zwiększać ciężaru),

— dobrano dokładnie wielkości przekrojów łączonych elementów tak, by były równe,



$$Q_{kadl} = -P_{Awyp}$$

$$Q \cdot a = M_{gmax}$$

$$P_p = M_g / h$$

10

— odsztywniono końce łączonych części, frezując liniowo okucie, w pas zaś wklejając wkładkę, która miała do spełnienia dwa zadania: 1° — zwiększyć przekrój pasa w partii złącza oraz 2° — umożliwić liniową zmianę przekroju wzdłuż sklejiny od zera do wartości maksymalnej na końcu (rys. 9),

— dodatkowo zwiększono powierzchnię kleju przez poszerzenie okucia, ponieważ mimo wszystkich zmian omówionych wyżej realna do uzyskania wartość średnich naprężeń tnących niszczących w kleju niewiele przekraczała 200 kG/cm², a więc znacznie mniej aniżeli przyjmowano w obliczeniach wstępnych.

Tak zaprojektowane próbki poddano badaniom i uzyskano zadowalający współczynnik bezpieczeństwa, średnio $\nu = 2,25$ (próbki 2.1.4. i 2.1.5.).

Przystąpiono więc do następnego etapu pracy, jakim było wykonanie bardziej złożonej próbki całego węzła konstrukcyjnego, tj. czoła dźwigara głównego skrzydła szybowca.

Dźwigar ten obciążony jest momentem gnącym oraz siłą poprzeczną wynikającą z ciśnienia na powierzchni płata, która odbierana jest w okuciu jako ciężar kadłuba. Ponieważ skrzydło jest dzielone, okucie główne przenosić musi cały moment gnący obciążający każdą z połówek skrzydła. Wobec małej wysokości dźwigara (grubość skrzydła) wielkość siły obciążającej sklejinę między pasami dźwigara i okuciem jest duża.

Rysunek 10 przedstawia schemat obciążenia czoła dźwigara. Konstruując próbkę węzła nasady dźwigara najłatwiej byłoby zrobić dwa dźwigary, lewy i prawy, spiąć je sworzniami w okuciach, tak jak ma to miejsce w szybowcu, zabudować na nich żebra (zastępujące reakcje kadłuba), które można by mocować i taki układ obciążać siłami rozłożonymi podobnie jak wypór aerodynamiczny na skrzydle. Takie rozwiązanie próbki było jednak bardzo trudne ze względu na potrzebę wykonywania długiego elementu, jakim jest dźwigar, natomiast skrócenie go do długości nie przekraczającej 1,5 m (czego żądali od nas technolodzy) napotkało na trudności nie do pokonania z wprowadzeniem momentu gnącego.

Wobec tego skonstruowano próbkę (nazywaną dalej „dźwigarem skróconym”), która odtwarzała dokładnie wielkość i rozkład obciążenia, a której jedynym mankamentem była konieczność przykładania bardzo dużych sił (rys. 11). W przypadku proponowanym na wstępie obciążano by bowiem cały układ łączną siłą 1090 kG, zaś dźwigar skrócony trzeba było obciążać

łączną siłą równą 15 190 kG, co pomnożone przez współczynnik bezpieczeństwa 2 dało maksymalne obciążenie układu siłowego 35 380 kG.

Próbek takich wykonano ogółem 8 sztuk, ponieważ bardzo wiele kłopotów sprawiły ścianki dźwigarów, dlatego że po utracie stateczności odklejały się niszcząc dźwigar. Kolejne egzemplarze miały wprowadzane zmiany konstrukcyjne mające za zadanie usunięcie tych trudności. W efekcie tych zmian uzyskano zadany wynik — 200% obciążenia dopuszczalnego dla badanego połączenia klejowego okucie — pas. Zniszczenie nastąpiło po przekroczeniu 205% obciążenia dopuszczalnego, a więc dokładność wyliczeń okazała się bardzo duża.

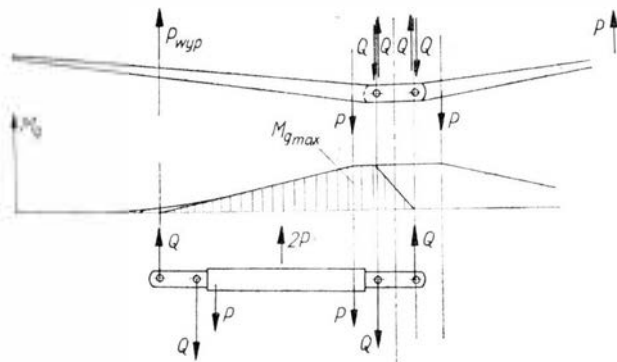
Pragniemy podkreślić, że parametry geometryczne połączenia dobrane zostały na podstawie podanych przez nas wzorów, ułożonych na podstawie wyników przeprowadzonych przez nas badań.

Uzyskanie tego wyniku pośrednio potwierdziło nasze sugestie na temat istotnych zjawisk występujących przy klejeniu elementów silnie obciążonych, jednak w sposób niewystarczający. Dlatego też podjęliśmy prace w kierunku optymalizacji wymiarów geometrycznych i ich proporcji w badanym węzle pod kątem maksymalnego wykorzystania nośności kleju oraz minimalnego wzrostu ciężaru całej konstrukcji. Idzie tu bowiem o to, by tak zaprojektować połączenie, aby klej znalazł się w warunkach pracy umożliwiających mu osiągnięcie maksymalnej wytrzymałości na ścinanie, a jednocześnie, by naprężenia w materiale były możliwie duże, co jest wymaganiem podstawowym z punktu widzenia lekkości konstrukcji. Dla przykładu, podniesienie granicy plastyczności materiału z 30 do 45 kG/mm² mogłoby dać zwiększenie $\tau_{niszcz.}$ z 200 do 400 kG/cm², a więc znacznie lepsze wykorzystanie nośności kleju, a jednocześnie zysk na wielkości przekroju poprzecznego ok. 30%.

Na zakończenie należałoby wspomnieć o problemach, które wyłoniły się w toku dotychczasowych prac, a które należałoby rozwiązać dla uzyskania pełnego obrazu zagadnienia klejenia. Są to:

- 1) wytrzymałość na obciążenia zmienne,
- 2) wytrzymałość na obciążenia długotrwałe i w podwyższonych temperaturach,
- 3) problemy związane z występowaniem niekorzystnych zjawisk w przypadku klejenia elementów cienkościennych po utracie stateczności.

Ad. 1) Łatwo zauważyć, że przeprowadzanie badań zmęczeniowych przy cyklu symetrycznym obciążenia (ze zmianą zwrotu sił) jest bardzo trudne ze względu



11

na duże smukłości sklein ($l/g \sim 20$). Usiłowano przeprowadzać tego typu badania na próbkach omawianych w części początkowej referatu, ale otrzymane wyniki nie są miarodajne ze względu na silne wyboczenie, jakiemu ulegały w części ściskającej cyklu próbki (mimo stosowania podpór w środku próbki). Obecnie przeprowadzane są próby zmęczeniowe na dźwigarze skróconym, który umożliwia prawidłowe podparcie ściskanych pasów ściankami i dzięki temu umożliwia zmianę zwrotu obciążenia nawet przy wysokich jego wartościach. Próby te nie są jednak typowymi próbami zmęczeniowymi, mającymi określić wielkość trwałej wytrzymałości zmęczeniowej, lecz są to próby programowane typowymi obciążeniami eksploatacyjnymi szybowca. Zadaniem ich jest więc ocena badanego węzła konstrukcyjnego z punktu widzenia pracy w określonych warunkach eksploatacji, próby umożliwiające wyznaczenie współczynnika trwałości badanego węzła w stosunku do zadanej trwałości całego szybowca.

Ad 2) Na temat tego zagadnienia mamy pewną ilość informacji zaczerpniętych z literatury, natomiast

z powodu braku środków nie zamierza się podejmować obecnie żadnych prac.

Ad 3) Problem ścianek dźwigarów klejonych jest, jak dotąd, otwarty w tym sensie, że należałoby zbadać możliwości pracy konstrukcji w polu ciągnięć. Obecnie radzimy sobie z nim w ten sposób, że podnosi się sztywność ścianki tak, by nie traciła ona stateczności do około 1,5% obciążenia dopuszczalnego. W ten sposób zabezpiecza się konstrukcję przed zniszczeniem wskutek oderwania ścianek. Zdajemy sobie jednak sprawę, że jest to rozwiązanie połowiczne, dalekie od doskonałości, ponieważ taka ścianka, która została silnie usztywniona jest znacznie cięższa, oraz technologia jej wykonania jest trudniejsza niż ścianki, która może pracować powyżej obciążeń krytycznych.

Trzeba zauważyć, że w konstrukcjach lotniczych powszechne jest stosowanie cienkich ścianek pracujących w polu ciągnięć (w zakresie odkształceń sprężystych).

Ponieważ rozwiązanie tego zagadnienia wymagałoby dużych nakładów, wątpliwe jest, abyśmy mogli podjąć prace w tym zakresie w najbliższym czasie.

WARUNKI PRENUMERATY CZASOPISM TECHNICZNYCH NA ROK 1975

Aktualne formy prenumeraty

- Prenumerata dla zakładów pracy
- Prenumerata indywidualna
- Prenumerata dla jednostek i instytucji wojskowych
- Prenumerata ze zleceniem wysyłki za granicę

Warunki prenumeraty

● Prenumerata dla zakładów pracy

Zamówienia na prenumeratę czasopism technicznych WCT NOT, na znormalizowanych drukach, należy kierować do Działu Zamówień i Rozliczeń Wydawnictw Czasopism Technicznych NOT, Warszawa 00-048, ul. Mazowiecka 12, telefon 26-80-16.

Przyjmowane i realizowane będą jedynie zamówienia na prenumeratę roczną. Przesyłając zamówienie należy jednocześnie wpłacić należność za roczną prenumeratę wymienionych w zamówieniu czasopism. Przesłanie zamówienia na rok 1975 i dokonanie wpłaty powinno nastąpić w nieprzekraczalnym terminie do dnia 31.X.1974 r.; wpłacać należy na konto PKO

● Prenumerata indywidualna

Prenumeratory indywidualni mogą zamawiać i opłacać prenumeratę roczną, półroczną i kwartalną czasopism WCT NOT w dowolnym Urzędzie Pocztowym za pomocą blankietu PKO,

● Prenumerata dla jednostek i instytucji wojskowych

Zamówienia na prenumeratę czasopism technicznych WCT NOT przyjmuje wyłącznie RSW „PRASA-KSIĄŻKA-RUCH” Centralny Kolportaż Wojskowy Warszawa 00-950, ul. Grzybowska 77, skr. pocztowa 2039, konto NBP VIII O/M Warszawa nr 1532-6/01-81116. Warunkiem

● Prenumerata z rabatem 33%

Prenumerata z rabatem 33% przysługuje członkom SNT-NOT (podającym przy zamówieniu numer legitymacji upoważniającej do zniżki).

Wszelkich dodatkowych informacji i wyjaśnień udziela Dział WCT NOT, Warszawa ul. Mazowiecka 12, telefon 26-85-88.

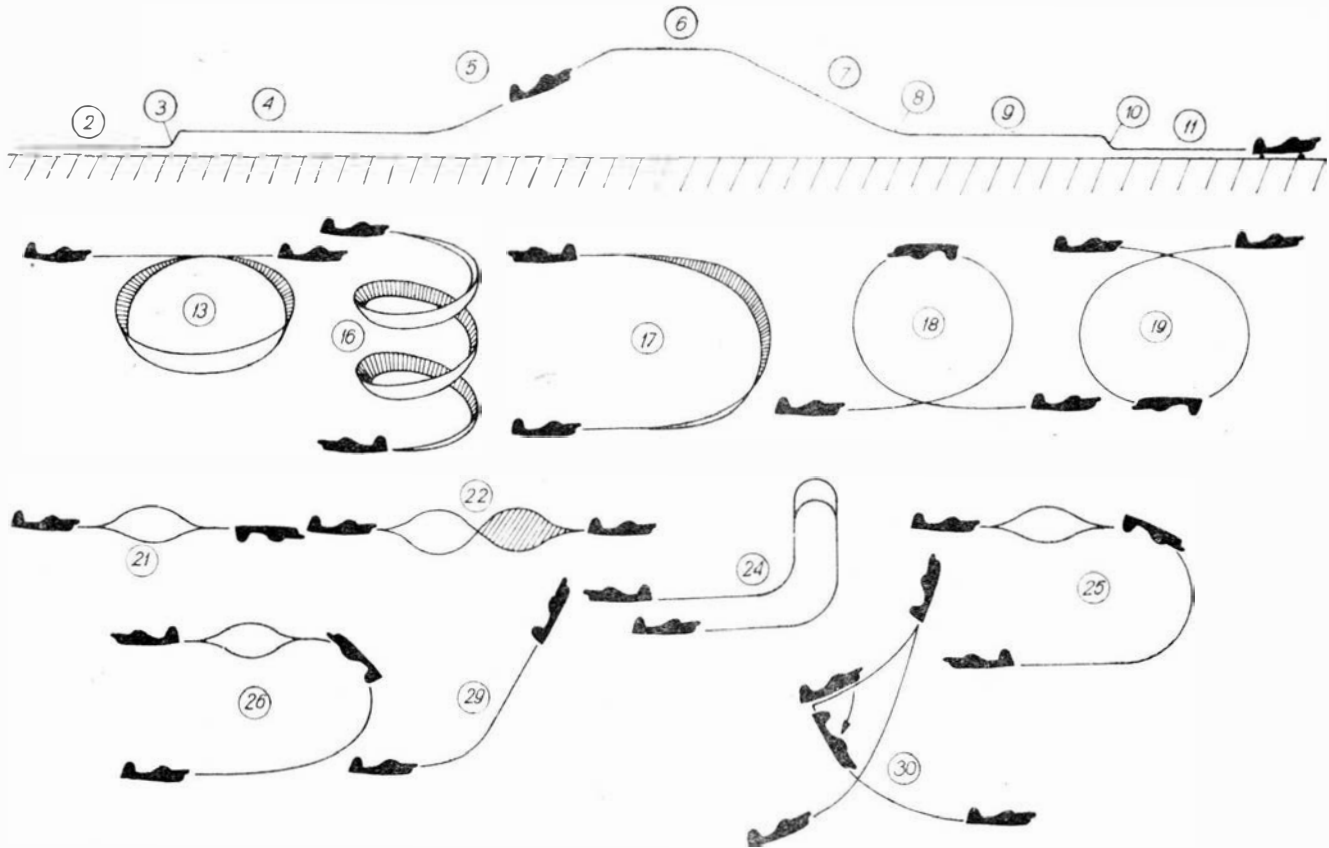
I O/M Warszawa nr 1-9-121697 Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT.

dem) odbiorcy, tytuły zamawianych czasopism, technicznych NOT będą wysłane druki zamówień wraz z cennikiem oraz informacją o sposobie ich wypełniania. Nowi prenumeratory mogą składać zamówienia na dowolnych formularzach podając pełną nazwę zamawiającej instytucji (płatnika), pełną nazwę i adres (z kodem) odbiorcy, tytuły zamawianych czasopism, liczbę egzemplarzy. Zamówienie powinno być podpisane przez dyrektora i głównego księgowego oraz zawierać informację o dacie dokonania wpłaty za prenumeratę.

wpłacając należność na konto 1-9-121697 Wydawnictw Czasopism Technicznych NOT Warszawa 00-048 ul. Mazowiecka 12. Na odwrocie blankietu PKO (w miejscu na korespondencję) należy podać tytuły oraz liczbę egzemplarzy.

przyjęcia zamówienia do realizacji jest terminowe przesłanie go do CKW z jednoczesnym wpłaceniem należności. Termin przesłania zamówień na rok 1975 i wpłacenie należności za prenumeratę zamówionych czasopism upływa z dniem 31.X.1974 r.

oraz nauczycielom, studentom i uczniom szkół technicznych.



MECHANIKA LOTU 2

- 1 — kołowanie
- 2 — rozbieg
- 3 — oderwanie
- 4 — rozpędzanie
- 5 — wznoszenie
- 6 — zbliżanie
- 7 — zniżanie
- 8 — wyrównanie
- 9 — wytrzymywanie
- 10 — przyziemienie
- 11 — dobieg
- 12 — akrobacja lotnicza
- 13 — zakręt głęboki
- 14 — zakręt z opadaniem
- 15 — zakręt na wznoszeniu
- 16 — spirala
- 17 — zwrot bojowy
- 18 — pętla (p. wewnątrzna)
- 19 — pętla zewnątrzna
- 20 — beczka szybka
- 21 — półbeczka
- 22 — beczka sterowana
- 23 — beczka pionowa
- 24 — przewrót
- 25 — wywrót
- 26 — zawrót, immelman
- 27 — ósemka pozioma
- 28 — ósemka pionowa
- 29 — świeca
- 30 — ślizg na ogon
- 31 — ślizg na skrzydło
- 32 — przeciągnięcie

FLIGHT MECHANICS 2

- 1 — taxiing
- 2 — take-off roll, t.o. run
- 3 — lift-off, unstick
- 4 — acceleration
- 5 — climbing
- 6 — approach
- 7 — approach descent, glide
- 8 — roundout
- 9 — float
- 10 — touchdown, alighting
- 11 — landing roll
- 12 — aerobatics, acrobatics
- 13 — vertical turn
- 14 — diving turn
- 15 — climbing turn
- 16 — spiral descent
- 17 — max performance climbing turn, chandelle
- 18 — loop, inside loop
- 19 — outside loop
- 20 — snap roll, flick roll
- 21 — half roll
- 22 — slow roll
- 23 — vertical roll
- 24 — renversement, hammerhead stall
- 25 — half roll and dive out
- 26 — Immelman turn, half loop and roll-out
- 27 — horizontal eight
- 28 — vertical eight
- 29 — zoom, chandelle
- 30 — tall slip
- 31 — side slip
- 32 — stalling

M. R.

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЁТА 2

- 1 — руление
- 2 — разбег
- 3 — отрыв (от земли)
- 4 — разгон
- 5 — подъем
- 6 — заход на посадку
- 7 — снижение
- 8 — выравнивание
- 9 — выдерживание
- 10 — приземление
- 11 — пробег
- 12 — высший пилотаж
- 13 — глубокий вираж, крутой вираж
- 14 — вираж со снижением
- 15 — разворот с набором высоты
- 16 — спираль
- 17 — боевой разворот
- 18 — петля Нестерова, мертвая петля
- 19 — обратная петля
- 20 — быстрая бочка
- 21 — полубочка, переворот
- 22 — управляемая (замедленная) бочка
- 23 — вертикальная бочка
- 24 — переворот через крыло
- 25 — переворот через крыло
- 26 — горка, иммельман
- 27 — горизонтальная восьмерка
- 28 — вертикальная восьмерка
- 29 — свеча, свечка, горка
- 30 — скольжение на хвост
- 31 — (боковое) скольжение
- 32 — „перетягивание”, срыв (потока)

DIE FLUGMECHANIK 2

- 1 — das Rollen
- 2 — das Anrollen
- 3 — das Abheben
- 4 — das Anschweben
- 5 — das Ansteigen
- 6 — der Landeanflug
- 7 — das Abgleiten
- 8 — das Abfangen
- 9 — das Ausschweben
- 10 — das Aufsetzen
- 11 — das Ausrollen
- 12 — der Kunstflug
- 13 — die steile Kurve
- 14 — die gedrückte Kurve
- 15 — die gezogene Kurve
- 16 — die Spirale
- 17 — die Kampfkurve
- 18 — der Looping, der Überschlag
- 19 — der Looping nach vorne, L. nach unten
- 20 — die gerissene Rolle
- 21 — die halbe Rolle
- 22 — die gesteuerte Rolle, die langsame R.
- 23 — die senkrechte Rolle
- 24 — das Turn
- 25 — der Abschwung
- 26 — der Aufschwung, der Immelman-Turn
- 27 — die liegende Acht
- 28 — die stehende Acht
- 29 — die Chandelle
- 30 — das Männchen
- 31 — die Schliebung, das Schieben
- 32 — das Überziehen

K. D.

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Przedstawiono historię powstania i budowy sportowego samolotu RWD-9. Opisano przebieg Challenge'u w 1934 r., który zakończył się zwycięstwem kpt. pil. J. Bajana. Scharakteryzowano konstrukcję samolotu.

RWD-9 – zwycięski samolot Bajana



J. Drzewiecki przy projekcie RWD-9

W wyniku zwycięstwa Żwirki i Wigury w międzynarodowych zawodach lotniczych Challenge 1932 — Polsce przypadł przywilej zorganizowania za dwa lata następnych zawodów. Ambicją naszego lotnictwa i społeczeństwa było również odniesienie zwycięstwa w Challenge'u 1934. Wyrazem tego było zebranie przez społeczny Komitet im. Żwirki i Wigury dużej sumy pieniędzy na budowę nowych samolotów na zawody oraz na organizację zawodów.

W jesieni 1932 r. inż. S. Rogalski i inż. J. Drzewiecki rozpoczęli w Doświadczalnych Warsztatach Lotniczych na Okęciu projektowanie samolotu RWD-9 przeznaczonego do udziału w międzynarodowych zawodach Challenge — 1934. RWD-9 był dalszym rozwinięciem samolotu RWD-6. Ze względu na zmieniony regulamin Challenge'u RWD-9 miał większy ciężar i większą moc silnika niż RWD-6 oraz był czteromiejscowy. Komitet im. Żwirki i Wigury zamówił 6 samolotów po 25 000 zł, z funduszy społecznych zebranych za pomocą LOPP. Ministerstwo Komunikacji pokryło koszty prototypu i egzemplarza do prób statycznych. Prototyp RWD-9 (nr fabr. 72) wyposażony w silnik rządowy Menasco gotowy był 8.X.1933 r. Ze względu na oczekiwanie na dobrą pogodę zo-

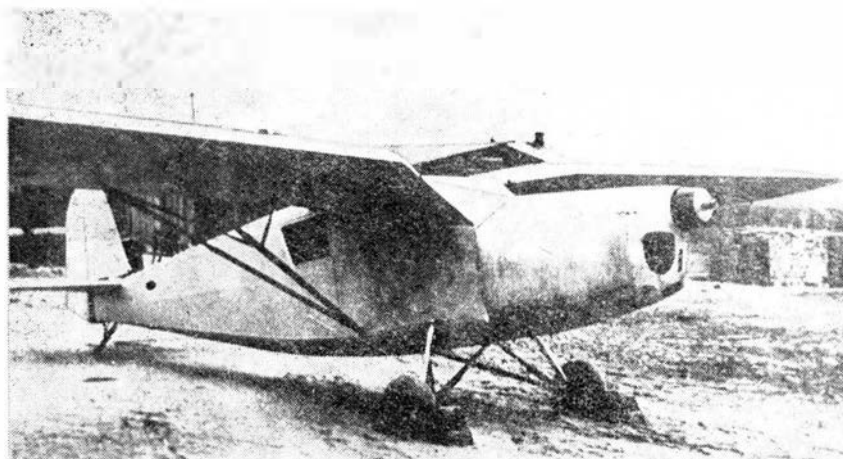
stał oblatany przez K. Chorzewskiego na lotnisku Okęcie w Warszawie dopiero 4.XII.1933 r. Próby w locie rozpoczęły 4.I.1934 r. Prototyp miał skrzydła bez klap, a lotki nieszczelinowe. W dniu 22.II.1934 r. K. Chorzewski wykonał pierwszy lot na prototypie, po wyposażeniu go w silnik gwiazdowy Walter Bora.

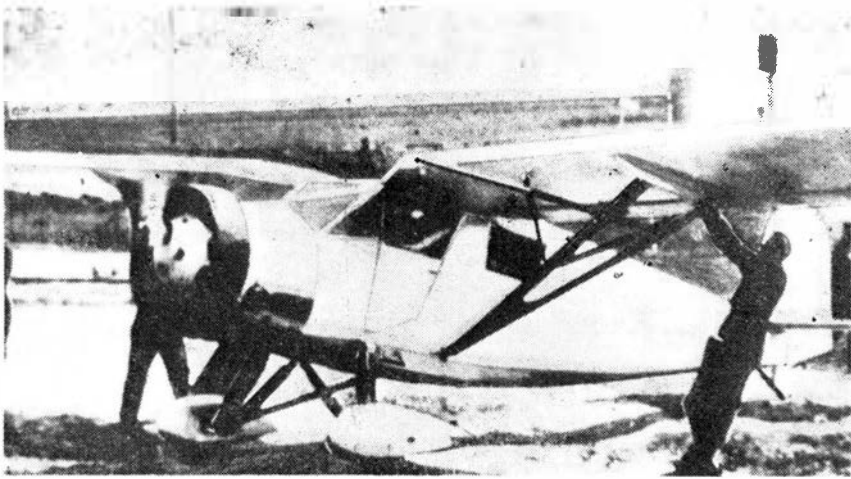
W lutym 1934 r. DWL rozpoczął budowę 8 sztuk RWD-9, z czego 6 dla ekipy polskiej, a 2 dla Czecho-

słowacji. Dla polskiej ekipy wybrano znajdujący się dopiero w budowie silnik inż. S. Nowkuńskiego — Skoda GR-760. Ponieważ miały być wykonane 4 silniki tego typu, dwa pozostałe RWD-9 dla polskiej ekipy otrzymały silniki Walter Bora, tak jak i RWD-9 dla ekipy Czechosłowacji. Na wiosnę 1934 r. wykonał pierwszy lot RWD-9 z silnikiem GR-760. Samoloty z silnikiem Skoda oznaczono RWD-9S, zaś z silnikiem Walter RWD-9W. W trakcie prób po zapadnięciu się jednej z przednich szyb — płaskie szyby przednie zastąpiono sztywniejszymi wypukłymi.

Instytut Aerodynamiczny Politechniki Warszawskiej, prócz przeprowadzenia dmuchań modelu samolotu, pod kierunkiem prof. Cz. Witoszyńskiego dopracował kształty samolotu. W kwietniu 1934 r. przeprowadzono próby różnego ukształtowania spodu kadłuba. Inż. Cz. Bieniek przeprowadził w Instytucie Aerodynamicznym badania mające na celu sprzężenie slotu i kłapy, by slot otwierając się powodował wychylenie kłapy. Dla zwiększenia skuteczności klapoletek przy nosku płata naprzeciw lotek zastosowano intercepty. Próby działania interceptyorów przeprowadził na egzemplarzu RWD-9 z silnikiem GR-760 K. Chorzewski. Początkowo zastosowano intercepty długości około 1 m, które powodowały przy otwarciu gwałtowne zarzucanie maszyną z przechyleniem. Po prawie dwukrotnym zmniejszeniu in-

Prototyp RWD-9 z silnikiem Menasco





Prototyp RWD-9 po wyposażeniu w silnik Nowkuńskiego GR-760

terceptorów — działały one poprawnie. Do cech RWD-9 należała doskonała sterowność poprzeczna nawet przy przeciągnięciu oraz możliwość wykonywania lądowania bez załamania toru lotu, schodząc stromym torem do ziemi — dzięki dobrej amortyzacji podwozia. Według opinii wyrażonej w 1970 r. przez francuską prasę lotniczą — RWD-9 dziś nadal przewyższa własnościami startu i lądowania współczesne samoloty sportowe.

Polskie RWD-9 otrzymały znaki rejestracyjne: SP-DRA, -DRB, — egzemplarze z silnikami Bora, zaś egzemplarze z silnikami GR-760: SP-DRC, -DRD, -DRE i -DRF. Czechosłowackie RWD-9W nosiły znaki OK-AMC i -AMD (nr fabr. 98 i 101 i nr konkursowe 53 i 54). Podczas treningu SP-DRB rozbił H. Skrzypiński na dwa tygodnie przed zawodami uszkadzając prawe skrzydło, lecz samolot zdążono wyremontować przed Challenge'em dzięki posiadaniu zapasowej pary skrzydeł. Natomiast OK-AMC czechosłowacki pilot P. Pochop rozbił na dwa dni przed zawodami, gdy na remont samolotu było już za późno.

W Challenge'u 1934 (28.VIII.—16.IX.1934) wzięły udział 34 załogi z pięciu krajów. Zawody obejmowały próby techniczne i rajd na trasie Warszawa — Królewiec — Berlin — Kolonia — Bruksela — Paryż — Bordeaux — Pau — Madryt — Sewilla — Casablanka — Meknes — Sidi Bel Abbas — Algier — Biskra — Tunis — Palermo — Neapol — Rzym — Rimini — Zagrzeb — Wiedeń — Brno — Praga — Katowice — Lwów — Wilno — Warszawa (9538 km). Na RWD-9 uzyskano średnią prędkość podczas rajdu 214 km/h (Płonczyński), prędkość maksymalną na trasie 300 km (Warszawa — Nowosolna — Głowaczew — Warszawa) — 255 km/h (Płonczyński), prędkość minimalną — 54,1 km/h (Bajan), start na 8-metrową bramkę — 76,1 m (Bajan)

i lądowanie znad 8-metrowej bramki — 76,9 m (Karpiniński). Czas montażu i demontażu RWD-9 —

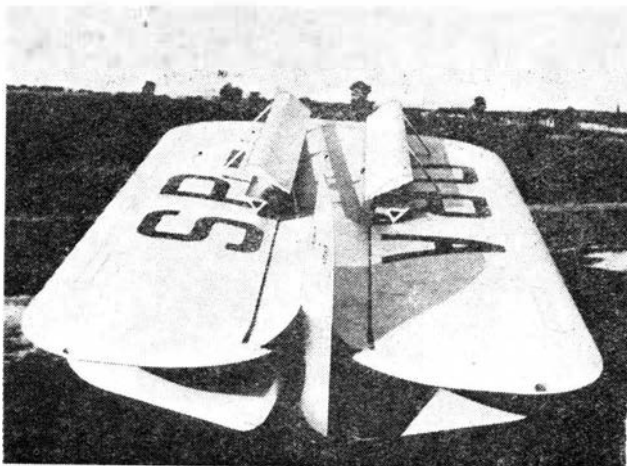
44 s został uzyskany przez założenie do samolotów na czas próby uproszczonych sworzni skrzydłowych o mniejszej średnicy i zawieszonych na pasku skórzanym; na żądanie komisji samolot wykonał lot z tymi sworzniami. Rozpiętość prędkości, czyli stosunek prędkości maksymalnej do minimalnej, wysoko oceniony w zawodach, dla RWD-9S wynosił 5,2. W Challenge'u pierwsze miejsce zajął kpt. pil. J. Bajan z G. Pokrzywką na SP-DRD (nr fabr. 99) „Jan Śniadecki” nr konkursowy 71, 2 miejsce S. Płonczyński z S. Zientkiem na SP-DRC (nr fabr. 96) „Bebe-wuer-Lot” nr konkurs. 75, 7 miejsce — J. Buczyński z W. Rogalskim na SP-DRE (nr fabr. 100) „Podoficer I” nr konkursowy 72, 15 miejsce — H. Skrzypiński i M. Lorenz na SP-DRB (nr fabr. 97) „LOPP-Lotniczka” nr konkurs. 76. Czech J. Anderle na OK-AMD (nr fabr. 101) zajął 8 miejsce. T. Karpiniński na SP-DRF (nr fabr. 90) „Dar Tytoniowców” nr konkurs. 74 oraz S. Florjanowicz na SP-DRA (nr fabr. 95) „Śląsk” nr konkurs. 73 — nie



RWD-9W z silnikiem Walter i płaskimi przednimi szybami kabiny

RWD-9S z silnikiem Nowkuńskiego





RWD-9 ze złożonymi skrzydłami



J. Bajan w RWD-9 SP-DRD nr 71

ukończyli zawodów. Sukces Bajana był drugim kolejnym zwycięstwem Polski w Challenge'u.

W końcu 1934 r. zwycięski RWD-9 był wystawiony na Międzynarodowym Salonie Lotniczym w Paryżu. Podczas Meetingu Lotniczego (14—15.IX.1935) w Warszawie zorganizowanego na rozpoczęcie zawodów balonowych Gordon-Bennetta K. Chorzewski zademonstrował pokaz startu i lądowania oraz minimalnej prędkości lotu na RWD-9 SP-DRE w czasie „ślizmaczego wyścigu” z autozyrem Cierva C-30 pilotowanym przez ppłk. S. Stachonia. W 1935 r. trzy RWD-9: SP-DRA, SP-DRB i SP-DRE, zostały sprzedane za granicę. Pierwsze dwie z silnikiem Bora zakupiło w czerwcu 1935 r. lotnictwo cywilne Hiszpanii (używane później podczas wojny domowej jako łącznikowe), trzecią z silnikiem GR-760 francuski instytut lotniczy — Centre d'Essai w Villacoublay pod Paryżem. Egzemplarz dla Francji dostarczył do Paryża K. Chorzewski, który dał w Villacoublay pokaz możliwości RWD-9. W dniu 16.VII.1936 r. na SP-DRC zginął gen. G. Orlicz-Dreszer z kpt. pil. A. Łągiewskim i płk. S. Lothem podczas zbyt niskiego lotu nad morzem koło Orłowa, lecąc na spotkanie statku, którym wracała

do Polski jego żona. Dwa egzemplarze RWD-9 były używane w aeroklubach — z tego SP-DRD (który otrzymał Bajan, a następnie zamienił na RWD-13 SP-BJN) w Aeroklubie Warszawskim do 1938 r., a SP-DRF rozbił F. Peterek w Ustjanowej. Prototyp pozostał w wytwórni, gdzie został w 1937 r. przerobiony na RWD-20.

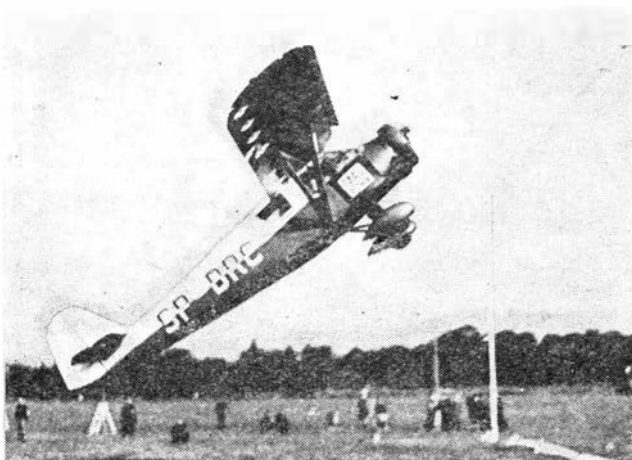
KONSTRUKCJA

Czteromiejscowy samolot sportowy mieszanej konstrukcji o układzie zastrzałowego górnołata ze stałym podwoziem.

Kadłub kratownicowy, spawany z rur chromo-molibdenowych kryty płótnem na szkielecie z listew drewnianych. Kabina z 4 miejscami, po dwa obok siebie. Fotele regulowane. Przednie miejsca mają podwójne sterownice. Dźwignie sterowania silnikiem po bokach tablicy przyrządów. Dźwignie hamulców kół nad orczykiem. Tablica przyrządów wyposażona w prędkościomierz, wysokościomierz, 2 busole, zegar czasowy, zakrętomierz, chłomierz, wiatrometr, obrotomierz, manometr oleju, termometr oleju i paliwomierz. Z prawej strony dwie drzwi, z lewej jedna. Drzwi w

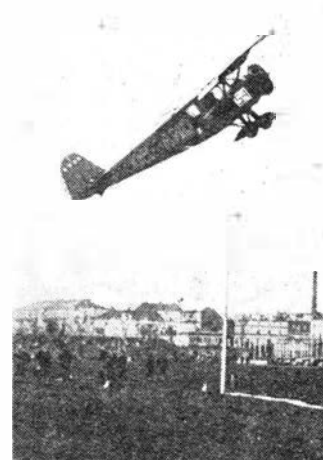
razie potrzeby łatwo odrzucane. W przedniej szybie wywietrznik. Okna otwierane. Pod tablicą przyrządów pasy do mocowania walizek. Bagażnik w dole kadłuba, dostępny na ziemi. Podwozie dwukołowe trójgoleniowe z amortyzatorami olejowo-powietrznymi o skoku 290 mm. Koła niskociśnieniowe Dunlop z hamulcami Bendix, osłonięte owiewkami. Płozą ogonową ze stalowej sprężyny piórowej z amortyzatorem olejowo-powietrznym.

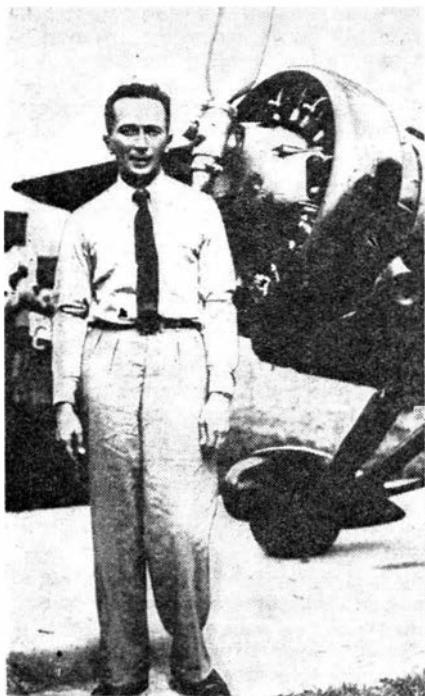
Płat prostokątny z zaokrąglonymi końcami, dwudzielny, dwudźwigarowy, kryty sklejka od góry do pierwszego dźwigara, od dołu — do drugiego, reszta kryta płótnem. Zastrzały o układzie V dodatkowo usztywnione dwiema podpórkami z rurki. Sloty trójdzielne Handley-Page wysuwane automatycznie, sprzęgnięte z klapami. Klapy wychylane do 20° powodują równocześnie wychylenie obu łetek do dołu o 15°. Lotki szczelinowe wyważone masowo. Sloty i klapy blokowane. W pobliżu końców skrzydeł — interceptory blaszane o wymiarach 58 × 8 cm, otwierane przy wychyleniach łetek po otwarciu slotów. Składanie skrzydeł — wokół osi tylnego okucia skrzydłowego, po podniesieniu klap nad skrzydła.



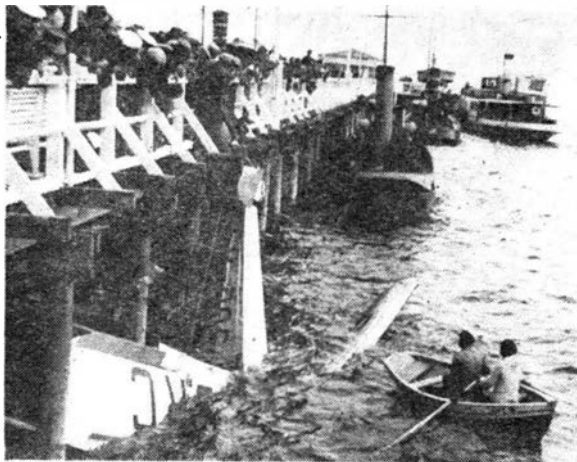
Start RWD-9 na bramkę podczas Challenge 1934

RWD-9W ekipy czechosłowackiej





◀ Zwycięzca Challenge 1934
Jerzy Bajan przy RWD-9



Szerokość samolotu po złożeniu — 3,25 m. Usterzenie wolnonośne, drewniane. Stateczniki kryte sklejką, stery — płótnem. Statecznik poziomy przestawialny w locie za

pomocą samohamownego kółka. Napęd lotek i sterów — linkami.

Silnik w RWD-9S chłodzony powietrzem, 9-cylindrowy, gwiazdowy, sprężarkowy, Skoda GR-760 o mocy nominalnej 260 KM przy 3000 obr/min, mocy startowej 290 KM przy 3300 obr/min, o ciężarze 155 kG, średnicy 0,97 m, z reduktorem o przełożeniu 3:2. Rozrusznik Viet na sprężone powietrze. Silnik osłonięty pierścieniem Townenda. Łoże spawane z rur stalowych. Przód kadłuba osłonięty blachą aluminiową. Śmigło dwułopatowe, elektronowe, przestawialne VDM Sieger

RS, w trakcie prób też śmigło Letov. Dwa zbiorniki paliwa w skrzydłach i jeden w kadłubie za kabiną, o łącznej pojemności 160 l. Przelotowe zużycie paliwa 25 l/h.

Silnik w RWD-9W chłodzony powietrzem 9-cylindrowy, gwiazdowy Walter Bora I o mocy nominalnej 200 KM przy 2100 obr/min, mocy startowej 220 KM przy 2300 obr/min o ciężarze 166 kG, średnicy 1,14 m. Śmigło dwułopatowe, elektronowe, przestawialne na ziemi Letov, a w trakcie prób drewniane, stałe. Przelotowe zużycie paliwa 28 l/h.

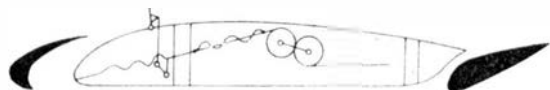
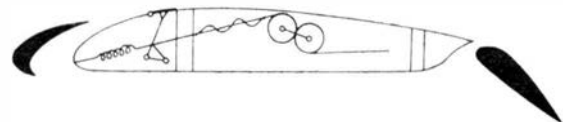
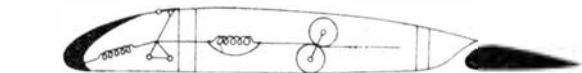
Silnik prototypu — chłodzony powietrzem, 6-cylindrowy, rzędowy, sprężarkowy Menasco Buccaneer B-6S-3 o mocy startowej 265 KM przy 2500 obr/min, o ciężarze 193 kG. Śmigło dwułopatowe drewniane, stałe — Szomański.

MALOWANIE. Samoloty polskiej ekipy miały przód i dół kadłuba, podwozie i zastrzały — czerwone, górę kadłuba, płat i usterzenie — srebrne. Znaki rejestracyjne na kadłubie srebrno-czerwone. Samoloty ekipy czeskiej były całkowicie ciemnoniebieskie. Znaki rejestracyjne w postaci białej obwódki liter.

Dane techniczne

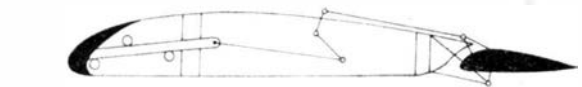
	RWD-9	RWD-9S	RWD-9W
Silnik	Menasco	Skoda GR-760	Walter-Bora
Moc	KM 265	290	220
Rozpiętość	m 11,64	11,64	11,64
Długość	m 8,0	7,6	7,6
Wysokość	m 2,03	2,03	2,03
Powierzchnia nośna	m ² 16,0	16,0	16,0
Ciężar właściwy	kG 560	560	560
Ciężar użyteczny	kG 370	370(230)*	370(230)*
Ciężar całkowity	kG 930	930(790)*	930(790)*
Obciążenie powierzchni	kG/m ² 68	58(49,4)*	58(49,4)*
Obciążenie mocy	kG/KM 3,6	3,6(2,92)*	4,65(3,95)*
Prędkość maksymalna	km/h —	281*	260*
Prędkość przelotowa	km/h —	195—225*	204—243*
Prędkość minimalna	km/h —	54,1*	55,2*
Wznoszenie	m/s —	6*	5,5*
Pułap	m —	7000*	6000*
Zasięg	km —	800*	735*
Start na bramkę 8 m	m —	76,1*	89,6*
Lądowanie z h = 8 m	m —	76,9*	91,9*
Współczynniki obciążenia niszczącego	8	8	8

* — przy ciężarze całkowitym 790 kG czyli z 2 osobami załogi



Sprężenie wychylenia lotki w górę z otwarciem się interseptora przy otwartych slotach

Sprężenie wychylania się kłapy z wysuwaniem się slotu



Z działalności Sekcji Lotniczych SIMP i SITK

● Do udziału w „Dniach Polskiego Przemysłu Maszynowego” w Bułgarii Zarząd Sekcji Lotniczej SIMP delegował kol. Feliksa Borodzika. „Dni” odbyły się w Sofii w okresie 6—8 maja br. Mgr inż. F. Borodzick — w obecności przedstawicieli sfer gospodarczych PRL — wygłosił prelekcję pt. „Polska aparatura agrolotnicza i jej tendencje rozwojowe”. Po prelekcji, ilustrowanej przezroczkami, wywiązała się fachowa dyskusja.

Bułgarskie przedsiębiorstwo agrolotnicze Bałkan zorganizowało specjalne spotkanie w celu szerszego przedyskutowania tez prelekcji. W dyskusji poruszono wiele problemów związanych z konstrukcją i eksploatacją sprzętu agrolotniczego, ze specjalnym podkreśleniem niezawodności sprzętu i jego parametrów decydujących o jakości zabiegów agrolotniczych.

● W maju odbyła się w Pile IV Krajowa Konferencja Kół Wojskowych SIMP, na której dokonano oceny działalności kół, jak również aktywności ich członków. W konkursie na najlepsze koło Dowództwa Wojsk Obrony Powietrznej Kraju — Koło Sekcji Lotniczej SIMP otrzymało II miejsce. Między innymi: Złote Odznaki SIMP przyznano kol. A. Misiorkowi i M. Sikorskiemu, Srebrne Odznaki NOT otrzymali kol. kol. M. Maciejowski i E. Sobeci, zaś Dyplom Uznanania wręczono kol. A. Werle. Redakcja TLiA serdecznie gratuluje simpowskim działaczom wojsk lotniczych.

● Zarząd Oddziału Warszawskiego

Sekcji Lotniczej SIMP odbył w maju interesujące zebranie wspólnie z członkami Zarządu Koła Naukowego Lotników, studentów Wydziału Mechanicznego, Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej.

Przewodniczącym Zarządu simpowców — juniorów działających w kole na Wydziale MEL — jest kol. J. Kędzierski, a sekretarzem — kol. K. Sybilski; ze strony Rady Wydziału opiekuje się Kołem profesor K. Głębiński, zaś z ramienia Sekcji Lotniczej OW SIMP — kol. kol. H. Dąbrowski i W. Kolbrecki.

Koło Naukowe Lotników pragnie kontynuować działalność i tradycje przedwojennego Koła Mechaników Politechniki Warszawskiej, z którego — jak wiadomo — wyszła słynna grupa konstruktorów lotniczych RWD (Rogalski, Wigura, Drzewiecki). Studenci zaprojektowali i obecnie budują motoszybowiec jednoosobowy, konstruuja miękopłat typu Rogalla, organizują kursy szybowcowe. Działalność Koła Lotników cieszy się życzliwym poparciem dziekana Wydziału.

Dla członków Koła Naukowego Lotników PW byłaby bardzo cenna fachowa pomoc Sekcji Lotniczej SIMP, zaś materiałowa i warsztatowa Aeroklubu — a więc Sekcji Głównej Komunikacji Lotniczej SITK.

Cieszymy się, że w skład naszego zrzeszenia weszło aktywne studenckie Koło liczące 33 simpowców, jednak bardzo pragniemy, aby wpłynęły wkrótce deklaracje kandydackie od pozostałych 120 studentów — lotników.

● Zespół Ośrodków Doskonalenia Kadr ZODOK opracował projekt instrukcji SIMP w zakresie inspirowania, organizowania i finansowania konferencji i narad naukowo-technicznych. Projekt ten — przekazany do oceny Zarządowi naszej Sekcji — obejmuje następujące zagadnienia

— Zasady ogólne (temat, miejsce, termin, zgłaszanie i zatwierdzanie imprezy)

— Zasady organizacyjne (komitet honorowy i organizacyjny, sekretarz organizacyjny i naukowy, opracowanie referatów i materiałów konferencyjnych, wnioski z konferencji i narad, imprezy towarzyszące)

— Zasady finansowania (preliminarz budżetowy i technika finansowania).

Do instrukcji załączono terminarz prac nad planem konferencji i narad. Przewiduje się zgłaszanie propozycji imprez do 30.VII (za co odpowiedzialne są komitety, zarządy oddziałów lub sekcji) oraz opracowanie ostatecznej wersji planu do 30.X (— za co odpowiada ZODOK). Plan zatwierdza prezydium Zarządu Głównego SIMP w terminie do 30 listopada.

W ubiegłym roku odbyło się w kraju 20 konferencji i 47 narad, przy czym 57 imprez zorganizowano przy współpracy ośrodków Doskonalenia Kadr SIMP. Niestety — sądząc po wynikach — wiele z nich cechowała radosna twórczość, bowiem tylko w 14 przypadkach zostały opracowane wnioski pokonferencyjne.

Do projektu instrukcji zgłosił swoje uwagi kol. kol. Borodzick, Pobudkiewicz i Zaremba, po czym został on poddany dyskusji na posiedzeniu Komitetu Koordynacyjnego.

Dokończenie ze str. 18

c) przyłożenie sił od sterów wysokości (sterotetek) na końcach skrzydeł umożliwia ograniczenie współczynnika obciążenia do 3,5 g (przeciążenie od podmuchu) wskutek oszczędności ciężaru,

f) brak usterzenia ogonowego eliminuje siły skręcające skrzydło przy wyrwaniu,

g) brak konwencjonalnego usterzenia ogonowego eliminuje siły skręcające i zginające w kadłubie, robiąc z niego element nie pracujący podczas lotu. Umożliwia to lżejszą konstrukcję i dalszą oszczędność ciężarową.

Jeżeli teorie Witolda Kasprzyka są słuszne, jeżeli jego konstrukcja będzie pracowała tak jak on sądzi, to będziemy mieli samolot, który nie będzie prze-

padał po przeciągnięciu, nie będzie wchodził w korkociąg. To mogłoby zdecydowanie zmienić zgubne zwykle konsekwencje zakrętu o 180° po uszkodzeniu silnika w czasie startu. Jeżeli ten samolot będzie mógł powoli schodzić prawie pionowo przy zachowaniu pełnej sterowności i lądować przy prawie zerowej prędkości, wówczas zniknie niepokój o skutki przymusowych lądowań i uszkodzeń układu napędowego w nocy lub przy pełnym zachmurzeniu. Kusząca jest także możliwość krążenia w szybowcu z prędkością 32 km/h i opadaniem 0,5 m/s.

na podstawie „Soaring” 1973 nr 12 oprac. T. Wusztowski

Pod koniec bieżącego roku ukaże się XXIII edycja

TERMINARZ TECHNIKA

na rok 1975

Cena Terminarza w okładce igelitowej wraz z jedną wkładką branżową i notatnikiem adresowym wynosi:

w przedpłacie — 25 zł; w sprzedaży — 30 zł

Przedpłatę od członków stowarzyszeń naukowo-technicznych, indywidualnie i zbiorowo (przez koła zakładowe) przyjmują wyłącznie zespoły kolportażu przy biurach terenowych NOT do 1 października br.

Sprzedaż po cenie normalnej (30 zł) odbywać się będzie: a) w księgarniach „Domu Książki”, b) w niektórych kioskach „Ruchu”.

Tytuły wkładek branżowych

Automatyka Przemysłowa ● Budownictwo i Architektura ● Chemia ● Ekonomia i Organizacja Przemysłu ● Elektronika ● Elektrownie i Sieci ● Geodezja ● Górnictwo ● Hutnictwo ● Instalacje i Urządzenia Elektr. ● Komunikacja ● Leśnictwo i Drzewnictwo ● Materiały Budowlane ● Mechanika — Konstrukcje ● Mechanika — Technologia ● Melioracje i Budownictwo Wodne ● Odlewnictwo ● Ogrodnictwo i Tereny Zielone ● Okrętownictwo ● Poligrafika i Papiernictwo ● Przemysł Cukrowniczy ● Przemysł Mleczarski ● Przemysł Naftowy ● Przemysł Skórzany ● Przemysł Spożywczy ● Rolnictwo ● Technika Cyfrowa ● Technika Sanitarna i Gazownictwo ● Teleelektryka ● Włókiennictwo ●

WAŚKOWSKI W.

The Effect of Time Factor on Profitability of Aircraft Production

The article discusses the newest methods used by large companies to maximally reduce the design/development time and extend the production which give many economical advantages to the manufacturer. It also discusses the organization of labour in large aircraft factories at all stages of production preparation. Some methods enabling to shorten the time of some production stages and examples of such shortening of the production by different companies are presented.

STASZEK J.

Some Problems of the Canard Arrangement

The subject of this article is an analysis of the effect of forward-mounted horizontal stabilizers on the wing aerodynamics, problems of longitudinal and horizontal stabilization, effect of gusts on the magnitude loads, and some practically observed phenomena connected with the dynamic stability of an aircraft of canard arrangement. Remarks and comments confine to a discussion of some peculiarities of the canard configuration flying at low speeds below Mach 0.5.

W. Kasprzyk's Sensational Wing

The phenomena encountered by W. Kasprzyk in his flights on the BKB-1 sailplane and their practical explanation are described. A concept of a super-lift wing and benefits resulting from its application are presented.

ŚŁODOWNIK A.

Some Operating Problems of Turbojets in the Polish Airlines LOT

This article discusses the equipment of a turbojet with measuring-and-controlling systems and resultant possibilities of estimating the technical condition of the NK-8-4 turbojet which is powering an IŁ-6² operating on LOT's lines. An isotopic method of determining the technical condition of aero turbojets is discussed.

SZUSTER K.

Selected Strength Problems of a Bonded High-loaded Dural Structure

A paper describing the advantages of joining metals by means of adhesives and profits resulting from employing this method in the aircraft industry. Works conducted at the Aviation Institute by a team engaged in material, technological and design concept study of a perspective glider are presented. The research was aimed at finding solutions of making GRP coverings and a bonded spar. Problems encountered under way are presented.

GLASS A.

RWD-9 — Bajan's Winning Aeroplane

The history of the design and construction of the RWD-9 sport aeroplane and its participation in the 1934 International Touring Competition which resulted in captain pilot J. Bajan's victory are described. The aircraft design is characterized.

Z prasy zagranicznej...

Materiały złożone (kompozyty) na osnowie metalicznej

Od wielu lat ONERA (Krajowe Biuro Studiów i Badań Lotniczych) prowadzi badania nad materiałami złożonymi (kompozytami) na osnowie metalicznej ze stopu lekko wzmocnionego włóknami węgla lub grafitu. Opracowano i wyprodukowano wiele próbek, a następnie porównywano ich właściwości mechaniczne.

W artykule przypomniano własności charakterystyczne włókien i metali stosowanych do łączenia materiałów złożonych na osnowie metalicznej. Opisano doświadczenia, których wynikiem jest wprowadzenie stopionego aluminium we włókna węgla niklowanego. Podano przykłady różnych materiałów złożonych opracowanych na osnowie aluminium. Ważnym udoskonaleniem jest stosowanie koloidalnej zawiesiny do tworzenia początkowej powłoki powierzchniowej.

Wyjątkowe właściwości mechaniczne pewnych włókien są dziś podwaliną nowej generacji materiałów złożonych, zwanych kompozytami.

Materiały te powstają z połączenia włókien odpowiednio złożonych, które zachowują ich właściwości mechaniczne i osnowy, która zapewnia spójność i przenosi naprężenia.

Élaboration de matériaux composites à matrice métallique, „La recherche aérospatiale” 1974, Janvier — Février.

Co piszą inni...

Normalizacja wyrobów lotniczych

Współczynnik normalizacji odgrywa dużą rolę przy ustalaniu zasad stosowania norm i opracowywania ich na etapie projektowania konstrukcji nowego wyrobu. W artykule omówiono korzyści, jakie daje normalizacja w zakresie opracowania dokumentacji oraz jej wpływ na zmniejszenie kosztów wytwarzania. Podano porównanie współczynników normalizacji samolotu An-2 i TS-11.

„Normalizacja” 1974, nr 4.

Analiza luzów montażowych w połączeniach przewodów pokładowej instalacji hydraulicznej

Funkcjonalność pokładowej instalacji hydraulicznej wywiera znaczny wpływ na niezawodność eksploatacji. Na właściwą funkcjonalność pokładowej instalacji hydraulicznej mają wpływ prawidłowe połączenia odcinków przewodów i mocowanie ich w podporach. Osiąga się to przez odpowiedni dobór luzów montażowych.

„Przegląd Wojsk Lotniczych i Wojsk Obrony Powietrznej Kraju” 1974, nr 5.

MI-2

TWIN-ENGINE MULTI-PURPOSE HELICOPTER



Passenger/cargo transport — TECHNICAL DATA:

8 passengers or 700 kg of internal freight. Under-fuselage hook can be fitted for external load of 800 kg.

Ambulance version — four stretchers and a medical attendant.

Agricultural version — 700 kg liquid or dry chemicals.

Optional: search and rescue version with hoist capacity 120 kg, photogrammetric version and other on demand.

Main rotor diameter	14.5 m	Max. speed at 500 m	210 km/h
Length overall	17.4 m	Max. cruising speed	200 km/h
Length of fuselage	11.4 m	Rate of climb	4.5 m/s
Height	3.75 m	Service ceiling	4200 m
Wheel track	3.05 m	Range	230 km
Empty weight	2370 kg	Range with external tanks	570 km
Payload	800 kg		
Max. T-O weight	3550 kg		

OVER 3000 POLISH — BUILT HELICOPTERS FLYING IN THE WORLD

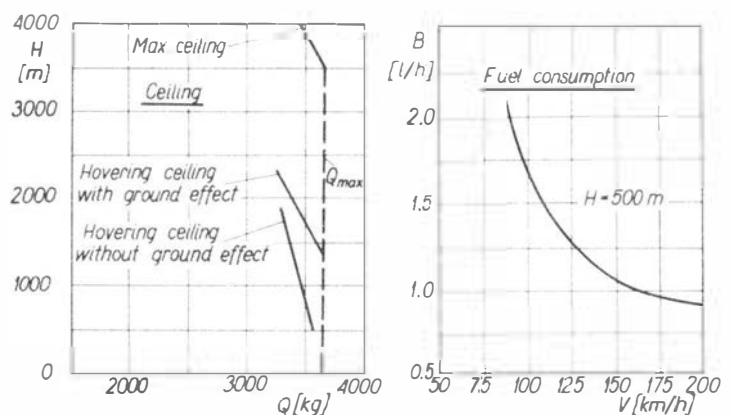
DESIGN FEATURES:

- Cabin heating, ventilation and air-conditioning
- Rotor blade de-icing system
- Two supplementary external tanks.

POWER PLANT:

- Two PZL GTD-350 turboshaft engines, of 437 hp rating each. Fuel tank capacity — 600 litres. Two 238 litre external tanks

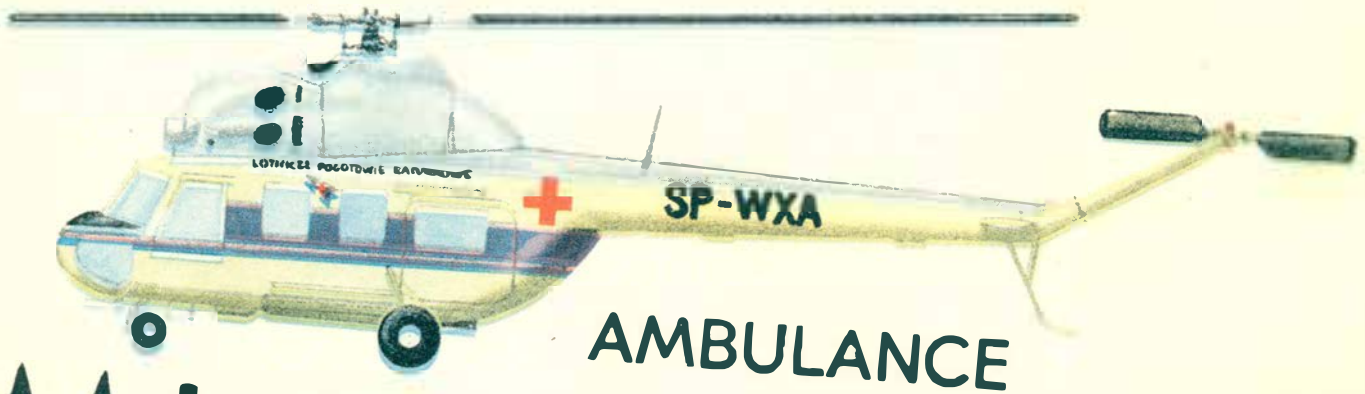
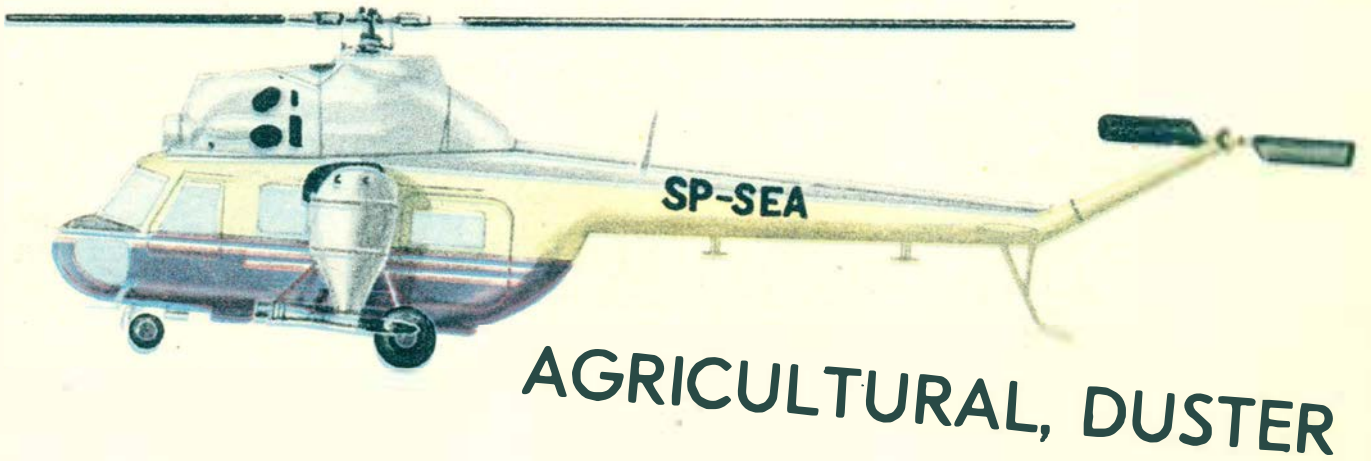
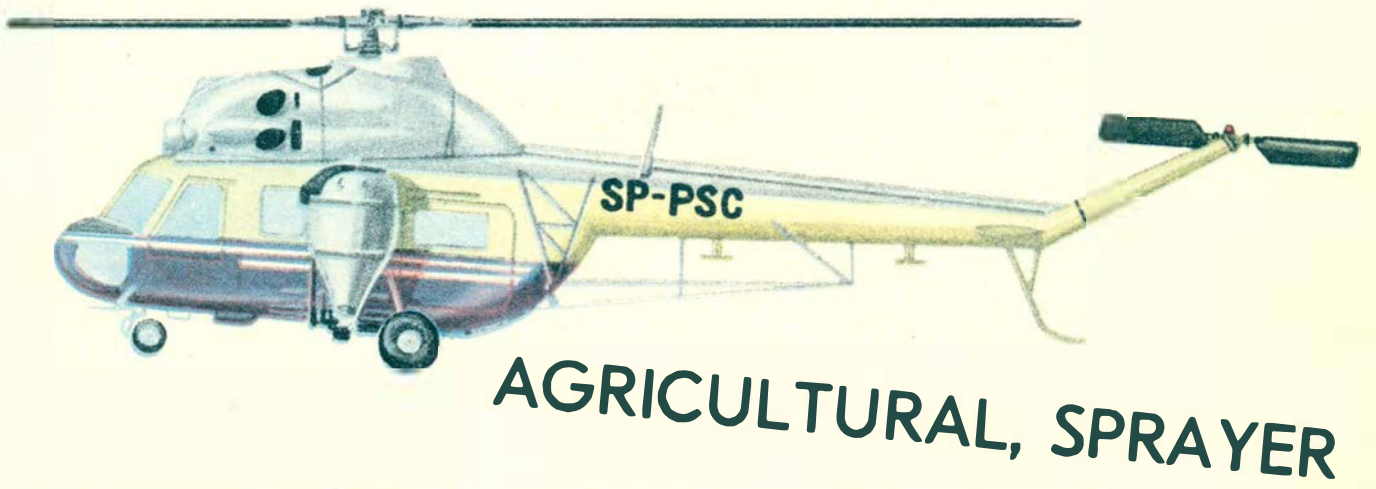
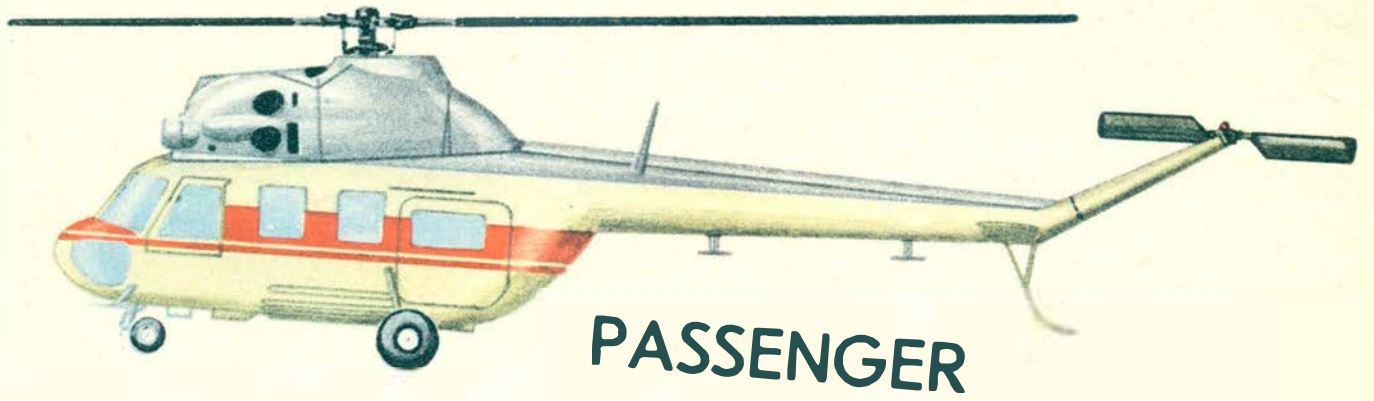
Optional: Metal ski landing gear



Manufacturer:
Wytórnia Sprzętu Komunikacyjnego Delta — Świdnik, Świdnik k/Lublinka.
Phone: Lublin 12061.
Telex: 84212 and 84302.



Exporter:
PEZETEL Foreign Trade Enterprise of Aviation Industry, ul. Przemysłowa 26, 00-950 Warszawa, POLAND
PO Box 371; Cable: Pezetel; Phone: 28-50-71; Telex: 313430



MI-2