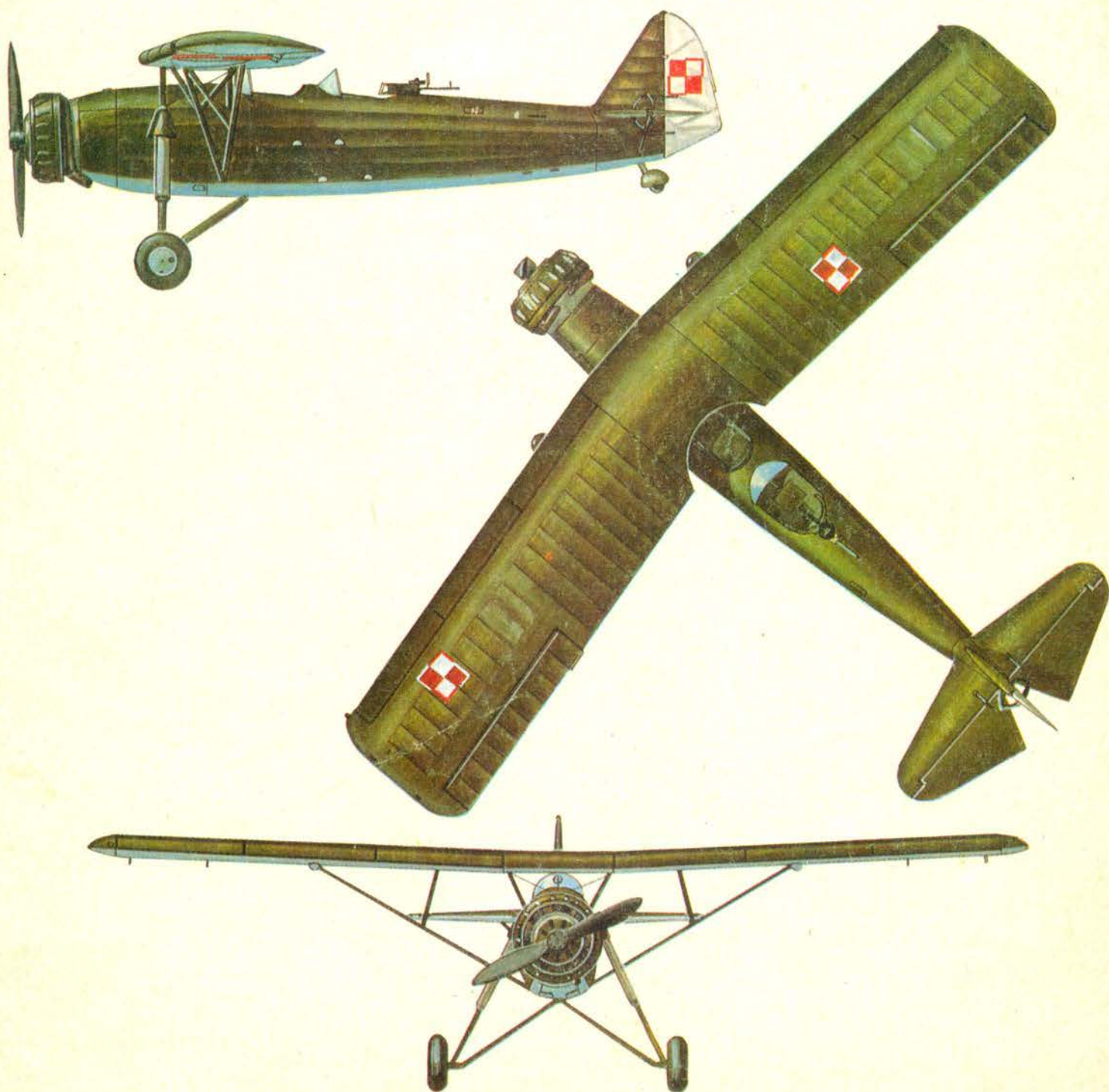


TECHNIKA

9'77

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



- В апреле т.г. в Военном Институте Авиационной Медицины состоялась **XIX Конференция по безопасности в авиации**, в которой рядом с представителями военных учреждений заседали представители Министерства Путей Сообщения.
- По поводу 25-летия **Вытвурни Спшенту Комуникацийного ПЗЛ Варшава-II** с 18 апреля до 7 мая т.г. состоялась на заводе выставка достижений. Предприятие состоит из трех больших заводов в Варшаве и филиала в г. Злоховице, делает 116 раз большую продукцию чем в 1952 г. Развитие авиаприборостроения наступило с момента принятия лицензии гидромагнитного компаса, начала продукции преобразователей и авиагоризонта. Предприятие освоило 400 изделий, в том числе 180 авиационных. На самолетах Ан-2 установлены 23 изделия этого завода, Вильга и Гаврон — 46, М-15 — 33, на планерах — 16, на вертолетах Ми-2 — 28 приборов.
- Генеральный директор Вытвурни Спшенту Комуникацийного ПЗЛ-Свидник инж. **Юзеф Липиньски** был призван на пост генерального директора **Научно-Производственного Центра Легких Самолетов ПЗЛ-Варшава**. Новым генеральным директором завода Свидник стал мгр инж. **Ян Чогала** работающий в Свиднике с 1964 г., за последнее время — директором Центра Исследований и Развития.
- С 1 января 1977 г. в польской гражданской авиации действуют **новые уставы о персонале и лицензиях**.
- Распоряжением Министра Путей Сообщения с 1 января 1977 г. был образован **Центр Обучения Авиационного Персонала в г. Жешув**. В Центре будут обучаться пилоты для нужд всех видов гражданской авиации. Директором Центра является мгр Б. Янус.
- До 1980 г. **Авиационный Институт в г. Жешув** получит еще **3 новые здания**, при институте может быть также организован техникум для контролеров воздушного движения.
- 21 апреля т.г. в Варшаве был подписан **договор между Польшей и Ирландией по теме гражданского воздушного сообщения**. Договор открывает возможность Польским Авиалиниям ЛЕТ и авиакомпания АЭР Лингус открыть сообщение между обеими странами.
- Польские Авиалинии ЛЕТ с 24 июня т.г. открыли новое воздушное сообщение между г. **Варшава и Зелена Гура** с между посадкой в г. Познань.
- **Новый метод защиты стальных и чугуновых деталей от задира и быстрого износа** разработали специалисты из Института Материаловедения и Технологии Металлов Политехнического Института г. Лудзь. Метод этот заключается в обработке металлов в атмосфере паров серы и аммиака. Метал подвергнутый такой обработке имеет большую износостойкость, меньший коэффициент трения, большую коррозионную стойкость и усталостную прочность. Концентрация паров серы влияет на эти свойства металла. Авторы утверждают, что при такой обработке деталей авиадвигателя увеличивается его мощность и несколько раз долговечность. Обработку в парах аммиака и серы применяют уже автомобильные заводы в г. Стаховице и Люблин. Оборудование для этой технологии производится в г. Свободзин.
- In April, at the Military Institute of Aviation Medicine, the **XIX th Conference of the Air Safety** of the Polish Air Force was in session, presided by the Commander — in — chief of the Air Force, general Tadeusz Krepski. Participants were representative of the Ministry of National Defence and the Ministry of Transport.
- To commemorate the **25 th anniversary of the PZL-Warszawa II**, an exhibition was opened between April 28 and May 7 at the factory premises at Grochowska street. The exhibition showed production achievements. At present, the factory consists of three big plants in Warszawa and a branch at Złochowice near Częstochowa, and its production output is 116 times higher than in 1952. The production growth of the aviation equipment started with the takeover of a licence for production of a gyro-magnetic compass and undertaking works on a series of converters and an artificial horizon. The factory mastered 400 assortments of products, including 180 items for aviation purposes, and is a leading manufacturer in the great Economic Organization WOG of the Aircraft and Engine Industry Union. The figures given below give best example of the demand for airborne equipment for domestic flying machines: the An-2 is equipped with 23 products made at Podskarbińska street and Grochowska street; the Wilga and Gawron — 46 instruments; the Iskra — 32 instruments; M-15 — 33; sailplanes — 16 instruments; the Mi-2 helicopter — 28 instruments.
- **General Director of the PZL-Swidnik**, Eng. Józef Lipiński, has been appointed general director of the **Research — Production Center for Light Aircraft in Warszawa**. The new director at Swidnik is Dipl. Eng. Jan Czogała working with Swidnik since 1964, the last three years as a manager of the Research — Development Laboratory.
- Since January 1, 1977, **new regulations covering the certification of airmen and air personnel** have become effective in the Polish civil aviation.
- The decision of the Minister of Transport has called into being the **Flying Personnel Training Center at Rzeszów** on January 1, 1977. The director was appointed Bronisław Janus. The Center will train pilots and other specialists for all kinds of civil aviation.
- By 1980 **three new buildings of the Institute of Aeronautical Engineering, Rzeszów Technical University**, will be ready to accommodate lecture rooms, laboratories and studies. Wind tunnels as well as halls with aircraft and engine mockups are also being planned.
- **Poland and Ireland signed an agreement** in Warszawa on April 21 concerning civil air transport. The agreement provides that both air carriers: LOT Polish Airlines between their countries.
- On June 24 LOT Polish Airlines opened a new connection on the **Warszawa — Zielona Góra — Warszawa** route with a stopover in Poznań.
- Research workers of the Institute of Materials Technology and Metal Engineering, Technical University in Łódź, have developed a **new method for the protection of steel and cast iron machine parts against scizing and quick wear**. This method consists in working metal in the atmosphere of sulphur and ammonig vapours. A metal subject to such treatment shows greater durability, lower coefficient of friction, higher resistance to corrosion and higher fatigue strength. Furthermore, controlling the content of sulphur vapours during treatment makes it possible to obtain appropriate properties of the part treated. The application of the new Polish process engineering is universal. The inventors claim that in the case of an aero engine its power rating increases by 10% and its life-four times. The new method has been already used — among others — at car factories in Starachowice and Lublin, white Lubuskie Zakłady Termotechniczne in Swiebodzin build equipment for the process engineering.

Adres Redakcji:

00-950 Warszawa, ul. Czackiego 3/5

Tel. 27-16-35

Wydawca:

WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT

SPIS TREŚCI	Str.
Problemy stosowania jednostek legalnych i SI	1
Z KRAJU. ZE SWIATA	3
STATYSTYKA: Ceny i produkcja samolotów lekkich w USA w 1976 r.	4
W. Waškowski: Odrzutowe samoloty treningowe — ich rola i przyszłość (PROBLEMY ROZWOJU LOTNICTWA)	5
T. Kostia: Analiza wypadków lotniczych lekkich samolotów i śmigłowców	11
K. Szumański: Optymalizacja projektu śmigłowca (II)	15
KARTOTEKA TLiA: RKIIGA-74 Eksperyment	19
Shin Meiwa US-1 (PS-1 MOD)	21
Z. Wysocki: Badania momentów zawiasowych w tunelu aerodynamicznym (I) (POMOCE KONSTRUKCYJNE 59)	23
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY 57: Główne terminy francuskie (IX). Wytrzymałość konstrukcji. Obciążenia. Ograniczenia.	25
E Maliński: Nowa generacja wysokościomierzy barometrycznych	27
W. Karliński: Konstrukcyjne stopy aluminium do płatowców poddźwiękowych	31
A. Glass: Samolot obserwacyjny RWD-14 Czapla (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	37
W NASTĘPNYM NUMERZE	40
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP i SITK.	III okł.

Na okładce: samolot obserwacyjny RWD-14b Czapla — rys.
K. Cieślak



WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOT
Warszawa
Czackiego 3/5

Redaktor naczelny:

mgr inż. **Andrzej Glass**

Sekretarz Redakcji:

mgr **Zofia Reyzz-Rubini**

Redaktorzy działów:

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

Rada Programowa:

mgr inż. **M. Augustynowicz**, 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. Misiorek**, mgr **Z. Pawlak**, inż. **R. Woliński**

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakład nr 2, W-wa. Zam. 412. Nakład 4200 egz.
Zakład Kolportażu WCT NOT, 00-048 Warszawa, ul. Mazowiecka 12, tel. 26-80-16.
Konto PKO I O/M Warszawa nr 1531-5021

Papier druk. sat. kl. IV, 70 g. A1. F-84.

Cena pojedynczego egz. zł 12.—

Prenumerata roczna zł 144

INDEKS 38006/37909

WAŚKOWSKI W.

Jet Training Aircraft — Their Role and Future

The article analyses causes of the growing boom for training aircraft and makes a comparison between trainers of the 1st and 2nd generation. Further, it discusses the effect of the aircraft speed on its price and training costs as well as basic requirements a jet training aircraft of the 2nd generation must meet to be a success in the market.

KOSTIA T.

Analysis of Aircraft Accident

Analysis of accident statistics during operation of civil aircraft, based on available foreign publications. The paper describes problems of vital importance for flight safety which should be taken into consideration during operation and development of new aircraft designs, especially in agricultural airplanes.

SZUMAŃSKI K.

Helicopter Design Optimization (2)

Optimization of the helicopter construction parameters by application of the computer during elaborate of the mathematical archetype and during technical project stage. Course of the optimum design process.

MALIŃSKI E.

New Generation of Barometric Altimeters

In this article, the author gives a classification and functions of barometric altimeters. The describes new technical solutions offered by manufactures. Further, description and characteristic of decoder and electronic altimeters are given.

KARLIŃSKI W.

Constructional Aluminium Alloys for Subsonic Airframe

Chemical constitution and heat treatment technology of the high-resistant aluminium alloys produced in Poland in comparison to the world production. Methods of improvement of the aluminium alloys properties applied in aircraft production.

GLASS A.

RWD-14 Czapla Observation Plane

In war actions in 1939, Polish observation squadrons also used Czaplas, put service in spring 1939. The article presents the history of the airplane development and use as well as its description and technical data.



Problemy stosowania jednostek legalnych i SI

Przejęcie na nowy system jednostek miar wywołało wiele wątpliwości i pytań co do stosowania ich w konkretnych sytuacjach. Np. system SI nie wprowadził obrotu jako jednostki. Ponieważ praktyka wykazała konieczność stosowania również jednostek nie należących do układu SI — jako legalne zostały uznane:

- jednostki czasu: minuta [min], godzina [h] i doba [d];
- jednostki kalendarzowe: dzień, tydzień, miesiąc, kwartał, rok;
- jednostki kąta płaskiego: stopień, minuta, sekunda;
- jednostki prędkości obrotowej: obr/min, obr/s;
- jednostka temperatury: stopień Celsjusza;
- jednostka masy: tona [t];
- jednostka powierzchni: hektar [ha];
- jednostka objętości: litr [l];
- jednostka energii: elektronowolt [eV];
- jednostka masy atomowej [u].

Stosowanie nowych jednostek stwarza trudności w korzystaniu ze wzorów, wykresów, nomogramów, programów obliczeń czy norm sporządzonych w dawnym systemie.

Niewątpliwie najpraktyczniejsze jest stosowanie tych spośród nowych jednostek, które wartościami liczbowymi są zbliżone do dawnych jednostek, gdyż pozwala opierać się na dotychczasowych przyzwyczajeniach. Np. zamiast kG używać daN, zamiast T stosować 10^4 N lub 10 kN, zamiast kG/cm² używać 0,1 MPa, zamiast mb stosować 10^2 Pa, zamiast kGm używać daNm lub 10 Nm. Oczywiście jest to szczególnie korzystne przy skalach wykresów.

Jakie zmiany nowy system powoduje w lotnictwie? W dziedzinie przyrządów pokładowych ulegają zmianie przede wszystkim jednostki na podziałkach manometrów i barometrów zastępujące kG/cm², mb i mm Hg. W obliczeniach i charakterystykach technicznych samolotów przejście z kG ciężaru na kg masy pozwala ominąć część kłopotów. Pewną niekonsekwencją, uprawianą zresztą przez całą światową prasę lotniczą, jest podawanie obciążenia powierzchni w kg/m², choć słuszniej byłoby wprowadzić termin masa powierzchniowa, by nie stosować jednostek daN/m² (których użycie byłoby mało uzasadnione, ponieważ nie używa się ciężaru, lecz masę samolotu).

Więcej zmian nastąpiło w obliczeniach i charakterystykach silników lotniczych. KM zostały zastąpione przez kW, kG ciągu przez N i kN. Jednostkowe zużycie paliwa dla silników tłokowych i turbowalowych zamiast w g/KMh określane jest w μ g/J, zaś dla silników odrzutowych zamiast w kg/kGh to w mg/Ns.

Interesującym zjawiskiem jest natomiast coraz szersze stosowanie w nawigacji lotniczej (tworzącej częstokroć wspólny system z nawigacją morską) — zarówno mil jak i węzłów (mil na godzinę). W wielu przypadkach są one w międzynarodowej nawigacji obowiązujące. Mile morskie (1 mila = 1,852 km) i węzły są uznane przejściowo jako jednostki legalne.

Uznanie za legalne wymienionych wyżej jednostek nie należących do układu SI — niewątpliwie zmniejszyło liczbę trudności związanych z przejściem na nowy system jednostek.

A.G.



POLSKA

● W kwietniu br. w Wojskowym Instytucie Medycyny Lotniczej obradowała XIX Konferencja Bezpieczeństwa Lotniczego Sił Zbrojnych PRL, z udziałem przedstawicieli MON, jednostek oraz instytucji Wojsk Lotniczych, WOPK, Marynarki Wojennej, MSW i Ministerstwa Komunikacji. Obradom przewodniczył dowódca Wojsk Lotniczych — gen. dyw. pil. Tadeusz Krepski. Na konferencji stwierdzono, że mało jest znana psychologia lotnicza, a jej prawa — już zbadane i opisane — nie są przestrzegane w praktyce. Wielu dowódców, oficerów lotnictwa, inżynierów i pilotów nie zapoznano się z podręcznikiem psychologii lotniczej, opracowanym w WIML-u i wydanym w ub. r. przez wydawnictwo MON. Lecz decydujące znaczenie dla bezpieczeństwa lotów ma działalność ludzka w zakresie podporządkowania się i ścisłego przestrzegania przepisów organizacji szkolenia lotniczego, metodyki szkolenia, obsługi sprzętu, ubezpieczenia lotów, dokładnego wykonywania obowiązków funkcyjnych, a wreszcie dokładnej kontroli i ścisłego egzekwowania ustaleń zawartych w przepisach i rozkazach. Niezrozumienie, niedostrzeżenie, bądź lekceważenie tych zagadnień prowadzi w konsekwencji do wypadków lotniczych. Najbezpieczniej — zdaniem uczestników konferencji — szkoli się lotnictwo Marynarki Wojennej. Choć ma ono trudniejsze warunki klimatyczne, niż występujące w innych regionach kraju.

● Z okazji jubileuszu 25-lecia działalności Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Warszawa II w okresie od 28 kwietnia do 7 maja br. w zakładzie przy ul. Grochowskiej czynna była wystawa osiągnięć produkcyjnych. Wytwórnia — składająca się obecnie z trzech dużych zakładów w Warszawie oraz filii w Złochowicach koło Częstochowy — wykonuje 116 razy więcej produkcji, niż w 1952 r. Rozwój produkcji wyrobów osprzętu lotniczego nastąpił z chwilą przejęcia licencji busoli geomagnetycznej i podjęcia prac nad serią przetwornic lotniczych oraz sztucznym horyzontem. Przedsiębiorstwo opanowało 400 asortymentów wyrobów (w tym — 180 elementów lotniczych), co zapewnia muoczesne miejsce w Wielkiej Organizacji Gospodarczej Zjednoczenia Przemysłu Lotniczego i Silnikowego.

O poważnym zapotrzebowaniu na osprzęt pokładowy dla krajowego sprzętu latającego świadczą następujące liczby: samolot An-2 wyposażony jest w 23 wyroby z Podskarbińskiej i Grochowskiej, Wilga i Gawron — w 46 przyrządów, Iskra ma 32 polskie wyroby osprzętowe, M-15 ma ich 33, szybowce instalują 16 wyrobów, zaś na śmigłowiec Mi-2 montuje się 28 przyrządów pokładowych PZL-Warszawa II.

Warto wspomnieć o produkowanych w WSK urządzeniach do automatycznego sterowania statkami morskimi (w kilkunastu odmianach). Te nowoczesne, precyzyjne konstrukcje stanowią drugą specjalność przedsiębiorstwa, eksportowaną do krajów socjalistycznych i kapitalistycznych. W telemanipulatory wyposażono już 300 statków o różnym tonażu — od kutrów do supertankowców. Osprzęt lotniczy przedsiębiorstwo eksportuje przede wszystkim przez wyroby finalne polskiego przemysłu lotniczego: samoloty, śmigłowce i szybowce; jednak są też przyrządy pokładowe wykonywane i sprzedawane na specjalne zyczenie zachodnich klientów, np. wariometry, wysokościomierze, czy prędkościomierze.

Wystawa była ciekawie i przejrzysto zorganizowana. Do dyspozycji zwiedzających wyłożono katalogi, na miejscu byli inżynierowie objaśniający ekspozycje. Warto pochwalić scenariusz i organizację wystawy oraz inicjatywę dyrekcji przedsiębiorstwa. Pewien szczegół Wystawy fascynował ludzi lotnictwa. Były to dwie małe ketyki zakładów przy ul. Podskarbińskiej: przy obecnej budowie oraz wg projektu docelowego. Projekt przewiduje 4,5-krotne zwiększenie powierzchni zabudowanej zakładów o imponującym, 15-piętrowym biurowcem na froncie.



Nowy polski samolot rolniczy PZL M-18 z silnikiem ASz-62IR 736 kW (1000 KM)

fol. Z. Zych

● Dyrektor naczelny Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Swidnik, inż. Józef Lipiński, powołany został na stanowisko dyrektora naczelnego Centrum Naukowo-Produkcyjnego Samolotów Lekkich PZL-Warszawa. Nowym dyrektorem naczelnym WSK w Swidniku został mgr inż. Jan Czogała, pracujący w Swidniku od 1964 r., ostatnio przez trzy lata na stanowisku dyrektora Ośrodka Badawczo-Rozwojowego.

● Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Rzeszów osiągnęła w 1976 r. najlepsze wyniki ekonomiczno-produkcyjne wśród zakładów należących do Zjednoczenia Przemysłu Lotniczego i Silnikowego. We współzawodnictwie wzięło udział 18 zakładów ZPLiS.

● Od 1 stycznia 1977 r. w naszym lotnictwie cywilnym obowiązują nowe przepisy w sprawie personelu lotniczego oraz w sprawie licencji lotniczych. Rozporządzenie Ministra Komunikacji w sprawie personelu lotniczego ogłoszone zostało w Dzienniku Ustaw PRL nr 35/76. Natomiast Szczegółowe przepisy w sprawie licencji lotniczych zostały udostępnione zainteresowanym przez Centralny Zarząd Lotnictwa Cywilnego MK. Jednocześnie przestały obowiązywać przepisy z 1968 r.

● Decyzją Ministra Komunikacji z dniem 1 stycznia 1977 r. powołany został Ośrodek Szkolenia Personelu Lotniczego w Rzeszowie. W ośrodku szkoleni będą piloci i inni specjaliści dla potrzeb wszystkich rodzajów lotnictwa cywilnego. Dyrektorem Ośrodka został mgr Bronisław Janus. Zakończone już zostały prace przygotowawczo-organizacyjne i pierwsza rekrutacja kandydatów. Ośrodkowi brak jeszcze instruktorów — pilotów samolotowych. W kwietniu grupa posłów z podkomisji do spraw transportu drogowego i lotniczego Sejmowej Komisji Komunikacji i Łączności zbadała na miejscu warunki współpracy pomiędzy Ośrodkiem a Instytutem Lotnictwa Politechniki Rzeszowskiej.

● Do 1980 r. oddane będą do użytku 3 nowe budynki Instytutu Lotnictwa Politechniki Rzeszowskiej, w których mieścić się będą sale wykładowe, laboratoria i gabinety. Powstaną również tunele aerodynamiczne oraz hale z makietami samolotów i silników. CZLC zamierza przy Ośrodku zorganizować technikum dla kontrolerów ruchu lotniczego.

● 21 kwietnia br. została w Warszawie podpisana umowa między Polską a Irlandią, dotycząca cywilnej komunikacji lotniczej. Umowa stwarza dla przedsiębiorstw lotniczych obu stron — PLL LOT i AER Lingus — warunki do uruchomienia w przyszłości linii lotniczej między obydwooma krajami.

● Polskie Linie Lotnicze LOT z dniem 24 czerwca br. uruchomiły nowe połączenie lotnicze na trasie: Warszawa — Zielona Góra — Warszawa z międzylądowaniem w Poznaniu. Linia obsługiwana jest codzien-

nie z wyjątkiem niedziel. W ten sposób został zatwierdzony jeszcze jeden postulat władz terenowych.

● W myśl zarządzenia prezesa Aeroklubu PRL został wprowadzony podział aeroklubów regionalnych w kraju na 9 okręgów sportowych. Ma to na celu dalsze usprawnienie działalności Aeroklubu PRL oraz pogłębienie więzi między aeroklubami regionalnymi poszczególnych okręgów sportowych. Okręg sportowy jest nieetatowym ogniwem funkcjonalnym, powołanym do koordynacji działalności propagandowej, szkoleniowej, sportowej i technicznej aeroklubów regionalnych. Władzę społeczno-organizacyjną sprawuje Rada Koordynacyjna Okręgu Sportowego złożona z prezesów i kierowników aeroklubów wchodzących w skład okręgu sportowego. Funkcję koordynatora działalności klubów regionalnych w okręgu spełnia przewodniczący Rady, wybierany spośród prezesów aeroklubów danego okręgu na okres jednego roku. Zadania Rady Koordynacyjnej sprowadzają się przede wszystkim do koordynowania w skali okręgu sportowego, rodzaju i terminów przedsięwzięć podejmowanych przez aerokluby, udzielania pomocy aeroklubom organizującym centralnie imprezy sportowe, organizowania i przeprowadzania regionalnych imprez sportowych, zabezpieczenia środków niezbędnych dla zawodników i in. Zawodnikom, którym okręg nie może zabezpieczyć sprzętu, pomocy takiej udzieli Zarząd Główny Aeroklubu PRL. Należy mieć nadzieję, że organizacyjne doskonalenie codziennego życia aeroklubów regionalnych przyniesie wymierne korzyści — tak w procesie szkolenia, jak i wychowania młodzieży lotniczej.

● Nową metodę zabezpieczenia stalowych i żeliwnych części maszyn przed zatruciem i szybkim zużyciem opracowali naukowcy z Instytutu Materiałoznawstwa i Technologii Metali Politechniki Łódzkiej. Metoda ta polega na obróbce metali w atmosferze par siarki i amoniaku. Metal poddany obróbce azotonasiarczania gazowego ma większą trwałość, mniejszy współczynnik tarcia, jest odporniejszy na korozję i bardziej wytrzymały na zmęczenie. W dodatku dozując zawartość par siarki przy obróbce można uzyskiwać odpowiednie własności obrabianej części. Zastosowanie polskiej technologii jest wszechstronne. Tym sposobem można utrwalac części maszyn, urządzeń i narzędzi. Wynalazcy twierdzą, że w przypadku, gdy takiej obróbce poddane są części silnika lotniczego, to jego moc wzrasta o 10%, zaś żywotność — 4-krotnie. Obróbkę w parach amoniaku i siarki stosują m.in. fabryki samochodów w Starachowicach i w Lublinie, zaś Lubuskie Zakłady Termotechniczne w Świebodzinie produkują urządzenia do tej technologii.

● Na zapotrzebowanie lotnictwa w zakładach doświadczalnych Stomilu w Łodzi prowadzi się prace nad opanowaniem produkcji różnego rodzaju ramek i uszczeliek z tzw. kauczuku fluorowego. Kauczuk ten jest szczególnie odporny na wpływy atmosferyczne.

ARGENTYNA

● W Argentynie powstanie druga naziemna stacja do odbioru sygnałów z amerykańskiego satelity zasobów Landsat (Erts-1, start w 1972 r.). Dwie stacje umożliwią uzyskiwanie danych o bogactwach naturalnych kraju i roślinności, o stanie rzek i jezior — nie tylko na obszarze Argentyny, ale także Chile, Boliwii, Brazylii, Urugwaju i Paragwaju. Za usługi kosmiczne Argentyna płaci rocznie NASA 200 tys. dolarów.



CZECHOSŁOWACJA

● Największy w tym kraju port lotniczy Praga-Ruzyne przyjął w ub.r. i odprawił ogółem 65 tys. samolotów; przeciętnie dziennie odbywało się ok. 180 startów i lądowań. Pasażerów było ok. 2 mln, mniej niż w rekordowym roku 1975, kiedy przez port lotniczy w Pradze przeszło ponad 2,5 mln podróżnych.



FRANCJA

● Rallye nie jest wieczny — napisał redaktor w firmowym magazynie. Po 20-letnich sukcesach z różnymi silnikami (m. in. 212 maszyn sprzedano w 1976 r.). Socata zaprojektowała nowy samolot, który w lutym br. został oblatany. Jest to 4÷5-miejscowy samolot TB-10, z silnikiem Lycoming 150 KM. Konstrukcja jest uproszczona, przy czym zastosowano wiele elementów laminatowych.



INDIE

● W br. oblatany został indyjski tłokowy samolot szkolno-treningowy HPT-32, wykonany w zakładach Hindustan Aircraft.

● Indyjskie linie lotnicze wykazują ostatnio dynamiczny rozwój. W ub.r. przewiozły ogółem blisko 3,5 mln pasażerów i prawie 25 tys. ton ładunków towarowych. Linie te dysponują obecnie taborem 42 samolotów komunikacyjnych, w tym 12 typu Boeing. Ostatnio Indian Airlines zamówiły w Europie trzy aerobusy A-300.



KANADA

● Towarzystwo Air Canada podjęło eksperymentalnie kombinowany przewóz morsko-lotniczy na dużych odległościach. Transport towaru z Japonii do Wielkiej Brytanii (do Vancouver statkiem — 8 dni, a dalej samolotem) trwa 10 dni, zamiast 25÷30 dni wyłącznie drogą wodną. Taryfa za przewóz kombinowany wynosi 1,5 dol. od kilograma (tylko samolotem — 2 dol., a wyłącznie statkiem — 0,5 dol.).



NORWEGIA

● Z ośrodka norweskiego wystrzelono trzystopniową raketę Skalar-12, produkcji brytyjskiej. Może ona unieść ładunek 150

kg na wysokość 230 km. W tej odmianie rakiety silnik trzeciego stopnia uruchamia się poza atmosferą ziemską.



NRD

● W szybkim tempie rozwijają się usługi agrolotnicze NRD. W roku 1970 powierzchnia upraw objętych obsługą lotniczą wynosiła 1,7 mln ha, w 1975 — 3 mln (z czego 1,3 mln — nawożenie), a w 1980 r. przewidyuje się 6,3 mln ha, w czym 2,9 mln mają osiągnąć usługi przy nawożeniu.



SZWAJCARIA

● W Szwajcarii — mającej 1000 uprawnionych pilotów lotni — istnieje 36 szkół latańca. Koszt wstępnego szkolenia lotniarskiego wynosi ok. 400 franków; kurs dla wyczynowców 2500÷3500 fr. Kandydat na pilota lotni musi mieć co najmniej 16 lat.



SZWECJA

● Do tytułu następcy DC-3 pretenduje 60-osobowy, dwusilnikowy samolot turbośmigłowy Saab-103, o prędkości podróżnej 430 km/h. Masa całkowita samolotu 22 t, długość startu 500 m, długość lądowania (z 15 m) — 900 m, pułap — 9000 m. Zastosowano silniki Dart-10.



USA

● Przed 50 loty (20 maja) z lądowiska Long Island pod Nowym Jorkiem wystartował Charles Lindbergh, otwierając epokę lotów transkontynentalnych. Aby uczcić rocznicę samotnego przelotu do Paryża, w Stanach Zjednoczonych przygotowano film telewizyjny o Lindberghu i wydano jego biografię. Kosztem 100 tys. dol. zbudowano wierną, latającą kopię samolotu Lindbergha — Spirit of St. Louis. Samolot ten 20 maja wystartował z lotniska pod Saint Louis, by krótkim lotem uczcić i przypomnieć start Lindbergha sprzed lat pięćdziesięciu. Z tej samej okazji samolot Cessna-210, zbliżony budową i parametrami do samolotu Lindbergha, prowadzony przez emerytowanego pilota komunikacyjnego, przeleciał tą samą trasą co Lindbergh. Samolot Lindbergha wystawiono na tógocznym Salonie Lotniczym w Paryżu.

● Eastern Air Line — drugie pod względem wielkości towarzystwo lotnicze w Stanach Zjednoczonych — wpadło kilka lat temu w deficyt 50 mln dol. Opatrznościowym dyrektorem i gospodarzem okazał się były kosmonauta, Frank Borman, którego 2-letnie kierownictwo przyczyniło się do wypracowania 4,3 mln dol. zysku.

● Została wznowiona wahadłowa łączność śmigłowcowa między centrum Manhattanu i trzema największymi lotniczymi portami aglomeracji Nowego Yorku: Kennedygo, La Guardia i Newark. Latają cztery 30-osobowe śmigłowce Sikorsky S-61 (należące do towarzystwa New York Airways), lądu-

jąc w Manhattanie na dachu 59-piętrowego wieżowca Pan American. Opłata za przelot wynosi 23 dol.

● Wkrótce — bo w końcu września i na początku października — z przylądka Canaveral w kierunku Jowisza i Saturna zostaną wystrzelone dwie stacje kosmiczne, nazwane MJS (Mariner — Jupiter — Saturn 1977). Duże możliwości uzyskania obfitego materiału fotograficznego, dają stacjom MJS dwie cechy: wielka moc oraz użycie łączności promieni X. Stacje będą napędzane termoelektrycznymi generatorami radioizotopowymi, które dostarczą każdej z nich 400 W mocy (w porównaniu np. ze 166 W Pioniera 10 i 11). Ta wielka moc ma podstawowe znaczenie dla uzyskania czystych sygnałów z wielkich odległości. Stacja MJS jest pierwszą międzyplanetarną próbą zastosowania promieni X w celu przesyłania informacji. Ich zastosowanie umożliwi uzyskanie blisko 10-krotnie większej liczby informacji. Liczy się na to, że każdy ze statków MJS wykona około 10 000 zdjęć Jowisza i około 6000 zdjęć Saturna.

● Cztery pozycje w tabeli rekordów zajął 57-letni Amerykanin Ed Jost swoim nieudanym przelotem przez Atlantyk klasycznym balonem wypełnionym helem. Pilot wodował po 107 godzinach i 32 min. od startu, przelatując w linii prostej 3983 km (1080 km od brzegów Portugalii). Była to 19 próba przelotu balonem nad Oceanem.



ZSRR

● Radziecki 120-osobowy pasażerski samolot średniodystansowy Jak-42 dokonał ostatnio próbnego lotu, pokonując trasę Moskwa — Swierdłowsk (1700 km) ze średnią prędkością ponad 800 km/h.

● Długość linii lotniczych Aeroflotu osiągnęła 900 tys. km. 3600 miast i miejscowości w Związku Radzieckim włączone jest do krajowej sieci transportu powietrznego. Samoloty Aeroflotu latają do 76 krajów świata. W ub.r. z usług Aeroflotu skorzystało 100 mln pasażerów.

● Radziecki system łączności satelitarnej, który do niedawna korzystał tylko ze sputników typu Molnia, krążących po bardzo wydłużonych eliptycznych orbitach, dysponuje obecnie dwoma satelitami geostacjonarnymi. Raduga krąży po kołowej orbicie na wysokości 35 900 km i zapewnia całodobową telefoniczno-telegraficzną łączność radiową oraz przekazywanie programów radzieckiej TV na sieć naziemnych stacji Orbita. Drugi geostacjonarny sputnik — o nazwie Ekran — przekazuje programy radzieckiej TV do naziemnych stacji znajdujących się w Syberii i na Dalekiej Północy.

OGÓLNE

● Amerykański system wczesnego ostrzegania i dowodzenia AWACS (który przyjmuje organizacja NATO) ma zapewnić dla Europy Zachodniej 27 samolotów Boeing E-3A (odmiana Boeinga 707) za sumę 2,5 mld dol. System — zwany latającym radarem — opiera się na współpracy radarów i urządzeń elektronicznych zainstalowanych na pokładach samolotów. Umożliwiają obserwację terenu w promieniu 400÷500 km ma ostrzegać przed samolotami będącymi w locie koszącym, a nawet przed peryskopami okrętów podwodnych. Koszt urządzeń alarmowych, obsługi i utrzymania systemu, szkolenia itp. wyniesie dalsze 2,5 mld dol. W przetargach o zakup systemu AWACS państwa europejskie stawiają warunki zastosowania własnego sprzętu (Francja — silniki, Wielka Brytania — samoloty).

STATYSTYKA LOTNICZA



Ceny i produkcja samolotów lekkich w USA w 1976 r. *)

Typ	Liczba miejsc	Moc [KM]	Produkcja [szt.]	Cena [dol.]
Jednosilnikowe				
Beach				
B19 Sport	4	150	43	22 000
C23 Sundowner	4	100	138	26 450
B24R Sierra 200	6	200	71	36 450
F33ABC, V35 Bonanza	4 ÷ 5	285	227	61 650
A36 Bonanza	4 ÷ 6	285	177	65 950
Bellanca				
Super Viking	4	200	50	47 585
Turbo Super Viking	4	300	13	56 191
Citabria	2	150	153	18 000
Scout	2	180	45	20 900
Decathlon	2	150	54	22 000
Cessna				
150 Aerobat	2	150	1399	18 750
172, Skyhawk	4	150	2047	23 250
177 Cardinal	4	180	183	29 850
Cardinal RG	4	200	277	42 250
180 Skywagon	6	230	131	30 150
182 Skylane	4 ÷ 5	230	879	34 950
185 Skywagon	6	300	289	35 550
206 Stationair	6	300	338	49 250
Turbo 206 Stationair	6	310	159	55 300
207 Skywagon	7	300	29	43 950
Turbo 207 Skywagon	7	310	21	50 450
210 Centurion	6	285	197	63 650
Turbo 210 Centurion	1 ÷ 6	310	323	69 650
Grumman American				
AA-1B Trainer	2	108	84	13 750
AA-5A Cheetah	4	150	210	17 680
AA-5B Tiger	4	180	193	21 880
Lake 200 Buccaneer Maule				
M-5-210C	4	220	37	21 995
M-5-220C	4	235	61	26 624
Mooney				
M20C Ranger	4	360	37	35 000
M20E Chaparral	4	200	1	37 285
M20F Executive	4	200	119	39 785
M20J 201	4	200	70	39 300
Piper				
PA-18-150 Super Cub	2	150	178	18 580
PA-28-140 Cherokee	2 ÷ 4	150	302	15 930
PA-28-151 Warrior	4	150	634	18 790
PA-28-181 Archer	4	180	623	25 610
PA-28R-200 Arrow 2	4	200	367	33 260
PA-28-235 Cherokee	4	235	135	32 250
PA-32-260 Cherokee 6	6 ÷ 7	260	26	---
PA-32-300 Cherokee 6	6 ÷ 7	300	103	44 610
PA-32R-300 Lance	6 ÷ 7	300	573	54 610
Rockwell International				
112AB Commander	4	200	75	37 900
112TC Commander	4	210	100	42 900
114 Commander	4	260	161	46 900
Dwusilnikowe				
Beech				
B, E, 55 Baron	4 ÷ 6	2 × 285	132	119 950
58P, TC Baron	4 ÷ 6	2 × 310	183	200 750
B60 Duke	4 ÷ 6	2 × 380	36	234 750
B80 Queen Air	7 ÷ 11	2 × 380	5	256 750
C, E 90 King Air	2 + 4	2 × 550	79	639 500
A, B 100 King Air	8 ÷ 15	2 × 680	26	809 500
200 Super King Air	8 ÷ 13	2 × 850	105	898 500

Typ	Liczba miejsc	Moc [KM]	Produkcja [szt.]	Cena [dol.]
Dwusilnikowe - cd.				
Cessna				
310R	5	2 × 260	155	129 850
Turbo 310R	6	2 × 285	56	147 250
337 Skymaster	4 ÷ 6	2 × 210	69	88 850
337 Pressurised Skymaster	4 ÷ 6	2 × 225	29	128 900
340 A	6	2 × 310	133	197 950
402 B	6 ÷ 10	2 × 300	95	178 750
404 Titan	6 ÷ 10	2 × 275	17	263 950
414	7	2 × 310	54	232 950
421 Golden Eagle	8	2 × 375	168	316 950
Piper				
PA-23-250 Aztec	6	2 × 250	210	103 090
PA-31-310 Navajo	6 ÷ 8	2 × 310	33	167 090
PA-31-325 Navajo C/R	6 ÷ 8	2 × 325	57	177 920
PA-31-350 Chieftain	6 ÷ 9	2 × 350	170	189 990
PA-31P-425 Navajo	6 ÷ 8	2 × 425	17	255 100
PA-31T Cheyenne	6 ÷ 8	2 × 620	54	---
PA-34T-200 Seneca	6 ÷ 7	2 × 200	375	77 730
Rockwell International				
500S Shrike Commander	4 ÷ 7	2 × 290	22	151 500
690A, B Turbo Commander	5 ÷ 7	2 × 700	65	679 500
Swearingen				
SA-226 Merlin 3A	8 ÷ 11	2 × 840	14	853 500
SA-226TC Merlin 4A	12 ÷ 15	2 × 840	4	941 700
SA 226TC Metro 2	19 ÷ 20	2 × 940	12	941 700
Ted Smith				
600 Aerostar	6	2 × 290	28	145 500
601 Aerostar	6	2 × 290	10	164 900
601P Aerostar	6	2 × 290	62	209 800
Odrzutowe				
Gates Learjet				
24D, E, F	8		17	1 098 500
25B, D	2 + 8		13	1 238 500
35A	2 + 8		48	1 650 000
36A	2 + 8		6	1 697 000
Cessna				
500 Citation	2 + 8		54	845 000
Grumman American				
Gulfstream 2	3 + 11		20	---
Rockwell International				
60 Sabre	2 + 10		14	1 725 000
75 Sabre	2 + 12		13	2 350 000
Rollnicze				
Cessna				
185 AgCarryall	1	300	18	41 550
188 AgWagou	1	300	51	37 150
188 AgTruck	1	300	333	41 750
Grumman American				
Agcat	1	450	255	63 995
Piper				
PA-25-235 Pawnee	1	235	76	82 640
PA-25-260 Pawnee	1	260	38	34 020
PA-36 285 Brave	1	285	71	46 090
Rockwell International				
Thrush Commander	1	800	138	72 500

*) Ceny na koniec 1976 r.

Źródła: Aviation Week and Space Technology z 4.04.1977 r.; Aircraft Price Digest z II połowy 1976 r.

Odrzutowe samoloty treningowe — ich rola i przyszłość

Mgr WŁODZIMIERZ WAŚKOWSKI

Przyczyny wzrostu koniunktury na samoloty treningowe. Porównanie samolotów treningowych I i II generacji. Wpływ rozwijanej prędkości samolotu na jego cenę i koszt treningów. Podstawowe wymogi, które musi spełniać odrzutowy samolot treningowy II generacji, aby uzyskać sukces na rynku.

W bieżącym dziesięcioleciu produkcję wojskową przemysłu lotniczego w krajach kapitalistycznych charakteryzuje zaniechanie budowy ciężkich strategicznych samolotów bombowych (z wyjątkiem Stanów Zjednoczonych) i skoncentrowanie się przede wszystkim na maszynach treningowych i treningowo-bojowych oraz samolotach myśliwskich przewagi powietrznej, samolotach transportowych, samolotach szturmowych i śmigłowcach.

Pod względem liczby nowych konstrukcji na pierwsze miejsce bezwzględnie wysuwa się kategoria odrzutowych samolotów treningowych oraz ich pochodnych, tj. samolotów treningowo-bojowych kolejnej generacji. Trudność tworzenia znacznie lepszych samolotów od istniejących stała się przyczyną naśladownictwa niektórych koncepcji konstrukcyjnych. Wzrost zapotrzebowania na ten sprzęt spowodował, iż niewielkie nawet przedsięwzięcia, które

dotychczas nie wykazywały się tendencją do penetracji rynku odrzutowych samolotów treningowych, podjęły kroki, aby na ten rynek rzucić swój towar. Przykładem jest hiszpański producent CASA.

Nasilenie zainteresowania producentów lotniczego sprzętu wojskowego odrzutowymi samolotami treningowymi i treningowo-bojowymi jest wynikiem zmian, które zaszły w koncepcji treningów i szkolenia pilotów (od treningu podstawowego aż po wysoko zaawansowany), co w konsekwencji spowodowało powstanie potencjalnie bardzo chłonnego rynku zbytu.

Jaka jest zatem przyczyna, która zmusiła konkurujących ze sobą producentów wojskowego sprzętu latającego do zwrócenia szczególnej uwagi właśnie na tę kategorię maszyn?

Zdaniem autora niniejszego szkicu przyczyn zjawiska boom'u należy dopatrywać się w dążeniu do uzyskania największej efektywności nakładów na prace rozwojowe, oprzyrządowanie konieczne dla nowego procesu wytwórczego, przygotowanie produkcji itp., zapewniające odbiorcom (wojskom lotniczym) najtańszą metodę szkolenia i treningu pilotów. Wojska lotnicze zgłosiły kilka zasadniczych postulatów w sprawie koncepcji nowych samolotów treningowych i treningowo-bojowych:

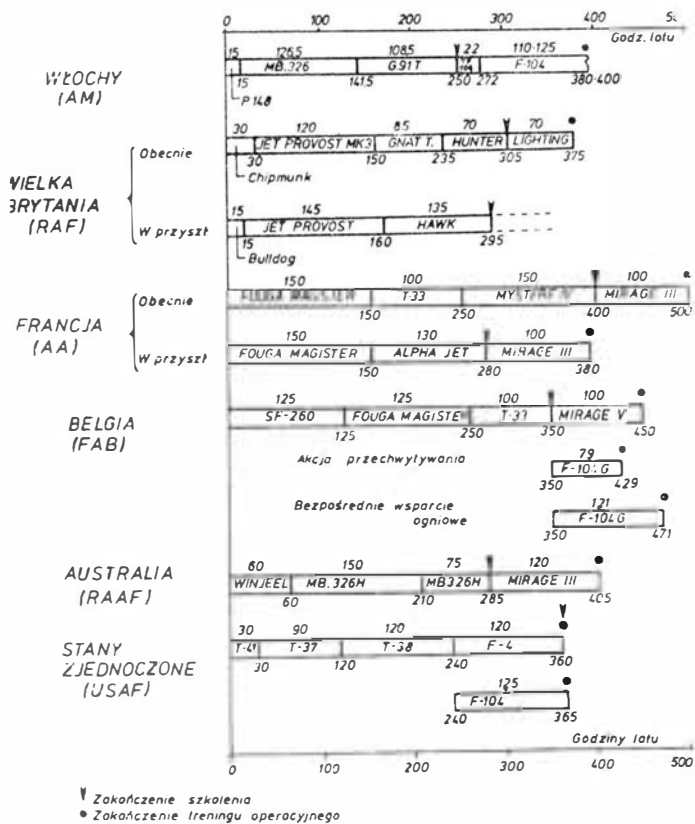
- po pierwsze: nowa koncepcja konstrukcji odrzutowych samolotów treningowych musi umożliwiać użycie tego samego samolotu do kilku odrębnych rodzajów treningu, bez konieczności przesiadania się z jednego typu samolotu na następne, których charakterystyki i osiągi wymagają pilotażu stojącego na coraz wyższym poziomie (rys. 1). A więc potrzebny jest praktycznie uniwersalny samolot treningowy. Ten charakter samolotu pozwala na bardzo znaczne obniżenie kosztów szkolenia pilotów, redukując liczbę typów sprzętu koniecznego przy szkoleniu;

- po drugie: przekształcenie odrzutowego samolotu treningowego w lekki i względnie efektywny samolot bezpośredniego wsparcia ogniowego i szturmowania dalej położonych punktów oporu lub przeciwdziałania nieprzyjacielowi może być dokonane względnie niewielkim kosztem. Jest to zrozumiałe, zważywszy, iż gros kosztów wstępnych już zostało pokryte przy opracowywaniu i wdrożeniu do produkcji samolotu treningowego, którego charakterystyki i osiągi predysponują go do tej drugiej, właściwie pomocniczej roli. Współczesny odrzutowy samolot treningowy wykazuje się bowiem dostateczną prędkością, zwrotnością, dobrą sterownością, a ciąg jego zespołu napędowego umożliwia zabieranie bogatego zestawu uzbrojenia.

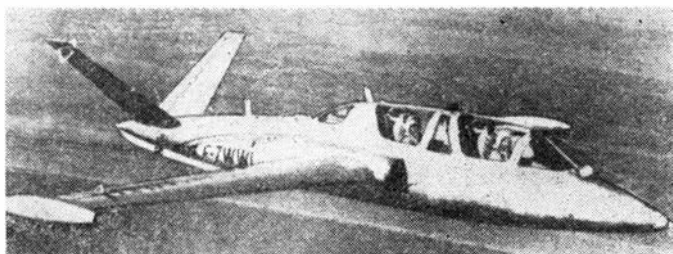
Wymagania stawiane odrzutowym samolotom treningowym

Prędkość odrzutowego samolotu treningowego w zasadzie nie przekracza 0,85 liczby M, a zatem w jego przypadku nie występuje gwałtowny wzrost oporu falowego. Nie wymaga zespołu napędowego o bardzo dużym ciągu jak np. w przypadku samolotu naddźwiękowego.

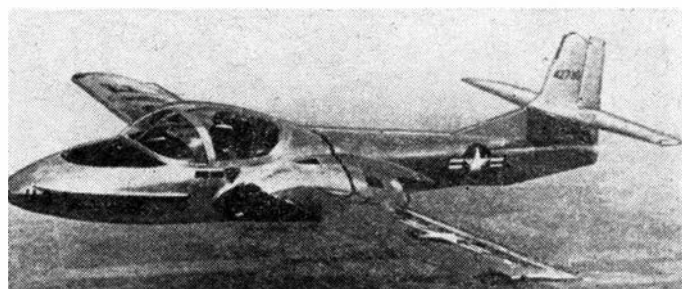
Dzięki tym dwóm przesłankom (niewielka prędkość i średni ciąg napędu) konstrukcja odrzutowego samolotu treningowego może być względnie prosta. Ewolucja koncepcji takiego samolotu wykazała, iż najefektywniejsze jest posobne usytuowanie załogi, przy czym w celu polepsze-



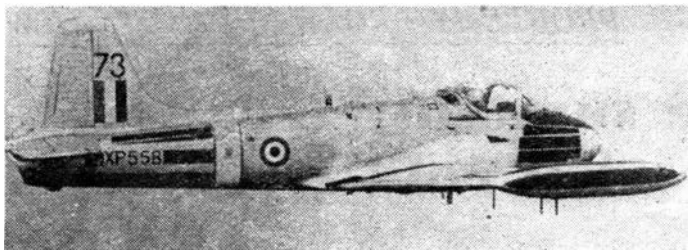
Rys. 1. Obecny i przewidywany program szkolenia



Rys. 2. CM-170 Fouga Magister



Rys. 3. Cessna T-37



Rys. 4. Jet Provost

nia widzialności fotele pilota i nawigatora-strzelca pokładowego zainstalowane są schodkowo. Z wyjątkiem najnowszej odmiany samolotu SAAB-105G wszystkie pozostałe rozwiązania konstrukcyjne kolejnej generacji odrzutowych samolotów treningowych — a nawet lżejszych tłokowych i turbośmigłowych, jak w przypadku amerykańskiego Mentora — przyjęły ten sposób umieszczenia załogi.

Samoloty treningowe — jak to wynika z ich funkcji szkolenia pilotów — muszą być łatwo sterowane i to zarówno przy małych prędkościach jak i w trakcie ostrych manewrów. W celu ułatwienia wyjścia z korkociągu nowe konstrukcje odrzutowych samolotów treningowych mają umieszczone stateczniki pionowe przed statecznikami poziomymi. I dalej: w celu zapewnienia przechodzenia z dużą prędkością od treningów prowadzonych na wysokim pułapie (maksymalny pułap nowych samolotów nie przekracza 15 000 m) do np. lotu koszącego i odwrotnie — kwestią o zasadniczym znaczeniu jest zapewnienie im dużej prędkości wznoszenia.

Zadania stawiane przed współczesnymi odrzutowymi samolotami treningowymi choćby tylko ze względów ekonomicznych wymagają, aby ich konstrukcja była możliwie trwała. Zważywszy, iż żywotność nowych odrzutowych samolotów treningowych przewidywana jest na minimum 15—20 lat, sprawa trwałości konstrukcji jest warunkiem sine qua non zakwalifikowania przez odbiorcę samolotu do produkcji seryjnej.

Od współczesnego odrzutowego samolotu treningowego — w celu dalszego obniżenia kosztów szkolenia pilotów — wymagane jest uproszczenie obsługi eksploatacyjnej, łatwy dostęp do poszczególnych zespołów płatowca, silnika, awioniki i uzbrojenia oraz maksymalne skrócenie czasu tej obsługi, przeglądów i remontów. Ponadto uniwersalny odrzutowy samolot treningowy i treningowo-bojowy musi mieć zdolność do operowania z lądowisk trawiastych i mieć duży promień skrętu przedniego koła (minimum 35°, tak aby samolot mógł zrobić obrót o 180° na pasie szerokości ok. 13 m).

W celu zobrazowania czasu niezbędnego do obsługi eksploatacyjnej i przeglądu posłużymy się przykładem zaczerpniętym z praktyki angielskiego odrzutowego samolotu Hawk.

Otóż w przypadku Hawk'a stwierdzono między innymi:

- przegląd przed lotem pochłania 20 minut pracy jednego mechanika;
- obsługa po locie i przygotowanie do następnego lotu — 70 minut pracy jednego pracownika;
- czas przeglądów wynosi 1,5 roboczogodziny na 1 godzinę lotu;



Rys. 5. CL-41 Tutor



Rys. 6. SAAB-105

— wymiana silnika pochłania maksimum 3 roboczogodziny;

— żywotność podstawowych zespołów płatowca wynosi 6000 godzin.

W dopracowaniu lub we wstępnej fazie produkcji znajduje się kilka rodzajów odrzutowych samolotów treningowych, które bylibyśmy skłonni podzielić na kilka grup, posługując się trzema kryteriami: własną masą, koncepcją konstrukcji i ceną zbytu będącą pochodną obu pierwszych kryteriów. A więc:

A. Własna masa odrzutowego samolotu treningowego

— klasa ponad 4000 kg (przedstawiciele: odmiany treningowe samolotów Jaguar, T-2 i Orao);

— klasa ponad 3000 kg (przedstawiciele: odmiana treningowa Alpha Jet, Hawk, SAAB-105G);

— klasa 2000÷3000 kg (MB-339, CASA-101).

B. Koncepcja konstrukcji

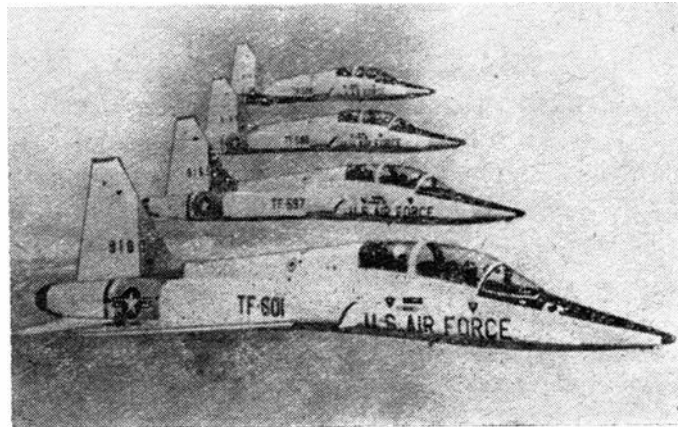
— w górnej partii skali osiągow znajdują się Alpha Jet i Hawk; oba te samoloty mają lekko skośny płat, dzięki czemu mogą osiągać naddźwiękową prędkość przy nurkowaniu;

— w dolnej partii skali umieścilibyśmy samoloty MB-339 i CASA-101, które reprezentują bardziej konserwatywną koncepcję konstrukcji (prosty płat i znacznie niższy w porównaniu z Alpha Jet i Hawk ciąg silnika). Przyczyny odmiennych rozwiązań konstrukcyjnych należy dopatrywać się w różnicowaniu poglądów kierownictwa poszczególnych wojsk lotniczych, dla których te samoloty były projektowane, na samą istotę zaawansowania treningu oraz na założenia pomocniczej, a być może nawet drugorzędnej roli, które te samoloty będą również spełniać — bliskiego wsparcia ogniowego.

C. Cena zbytu

Jest to trzecie kryterium, które zapewne miało niebagatelny wpływ na wybór koncepcji konstrukcji, masę własną i ciąg napędów. Kwestia kosztów własnych, a zatem i ceny zbytu zadecydowały, iż państwa uboższe wybrały wariant tańszy. Odrzutowe samoloty MB-339 i CASA-101 mają kosztować około 1 200 000 ÷ 1 300 000 dol., podczas gdy odmiana francuska Alpha Jet (treningowa) ponad 2 000 000 dol., a odmiana zachodniemiecka (przeznaczona zasadniczo do prowadzenia akcji bliskiego wsparcia ogniowego) znacznie ponad 2 500 000 dol.

Z zestawienia ceny Alpha Jet i CASA-101 można wnioskować, na jakie rynki (oprócz krajowego) przeznaczone są te samoloty. MB-339 jest udoskonaloną odmianą popularnego samolotu MB-326, który znalazł szeroki zbyt wła-



Rys. 7. T-38 Talon

szcza w krajach trzeciego świata, a CASA-101 dopiero zamierza penetrować te rynki.

Sprawa możliwości eksportu ma zasadnicze znaczenie, gdyż krajowe rynki Włoch i Hiszpanii mogą wchłonąć zbyt małą liczbę MB-339 czy CASA-101, tak że cena jednostkowa na rynku wewnętrznym tych krajów byłaby astronomicznie wysoka, jak na okres pokoju (w czasie wojny cena nie odgrywa żadnej roli). Dlatego też mniej doskonałe samoloty włoskie i hiszpańskie mogą konkurować wyłącznie ceną na rynkach krajów rozwijających się, które z tych czy innych względów (ambicje nowych państw mierzą bardzo wysoko) rozwijają swoje wojskowe floty powietrzne, a więc muszą szkolić pilotów.

Metody szkolenia i treningu

Każde lotnictwo wojskowe ma odrębny pogląd na tak podstawowe zagadnienia, jak: rodzaje samolotów, które mają być użyte do treningów pilotów przed ich włączeniem do eskadr a potem do treningu operacyjnego; prędkość optymalna dla obu tych rodzajów treningów; optymalne rozmieszczenie foteli dla pilota i strzelca pokładowego (w tym jednym punkcie koncepcje są zbieżne, wyjątek stanowi tylko samolot SAAB-105G) oraz optymalna prędkość przy kolejnych etapach treningu na poszczególnych rodzajach samolotów.

Jako skrajne przykłady możemy przedstawić liczbę i rodzaje samolotów do podstawowego szkolenia i treningu zaawansowanego w australijskim lotnictwie wojskowym (RAAF) i lotnictwie Wojsk Samoobrony Japonii.

Australijski RAAF zaczyna szkolenie na lekkich łokowych samolotach CAC Winjeel (zastępowanych obecnie przez produkowany w Nowej Zelandii NZAI CT-44), po czym kontynuuje trening na lekkich odrzutowych Macchi MB-326, a jako trzeciej maszyny do treningu operacyjnego używa francuskich bojowych Mirage III. Jest to olbrzymi przeskok od maszyny bardzo łatwej w pilotażu do skomplikowanego samolotu myśliwskiego.

Według koncepcji japońskiej szkolenie i trening zaawansowany wymagają znacznie większej liczby maszyn umożliwiających stopniowe trudności pilotażu.

Pierwszym samolotem używanym w lotnictwie Japońskich Wojsk Samoobrony jest łokowy (w najbliższym czasie ma być zamieniony na turbośmigłowy) T-34 Mentor, a następnie już tylko odrzutowe samoloty: Fuji T-1, T-33 Shooting Star, F-86, Lockheed F-104 Starfighter i wreszcie treningowa odmiana Phantoma F-4EJ. Łącznie zatem sześć maszyn, z których cztery ostatnie można nazwać prawdziwymi pożeraczami paliwa.

Już w najbliższej przyszłości T-33 i F-86 mają być wymienione na ciężki (masa własna ponad 4000 kg) ponaddzwiękowy Mitsubishi T-2.

Jak wszystko na to wskazuje, właśnie ten samolot, który dopiero wszedł do produkcji seryjnej, będzie ostatnią naddzwiękową maszyną używaną do treningu zaawansowanego, gdyż nawet zamożne Stany Zjednoczone będą musiały zrezygnować z trenowania swych pilotów wojskowych na ponaddzwiękowym samolocie T-38 Talon. W ciągu ostatnich kilku lat eweli szkół lotniczych US Air Force odbywali na Talonie tylko po jednym locie treningowym. Kończyli, które uzyskiwali oni po tym treningu, były niewspółmiernie małe w porównaniu z kosztami. Stwierdzono, iż charakterystyki i osiągi nowych samolotów treningowych klasy Alpha Jet lub Hawk — z wyjątkiem rzecz jasna elementu prędkości — zapewniają elementarnie zrealizowanie programu treningu zaawansowanego i szkoły ognia.

W odróżnieniu od rozbieżności poglądów na rodzaj i liczbę samolotów, które zapewniają najlepsze wyniki treningu pilotów, wszyscy dysponenti lotnictwa wojskowego dążą (i w tym przypadku są jednomyślni) do jak najdalej posuniętej redukcji całkowitych kosztów szkolenia pilotów.

Jeszcze przed kilku laty wielu fachowców z tej dziedziny było zdania, iż szkolenie wstępne i podstawowe pilotów na samolotach łokowych i uświadamianie ich o takich zagadnieniach, jak skok śmigła, mieszanki paliwa czy efekt momentu obrotowego — jest zbędną stratą czasu przeznaczanego na naukę. Wówczas szkoleniowcy wojsk lotniczych głosili zasadę: szkolenie tylko na odrzutowcach.

Praktyka i gwałtowny skok kosztów zmusiły jednak szkoleniowców do diametralnej zmiany zajętego stanowiska: z uwagi na konieczną oszczędność sprawa szkolenia na samolotach łokowych dziś już jest bezsporna. Co więcej: dziś coraz częściej słyszy się, iż na tych samolotach można wypełniać część programu szkolenia przewidywanego uprzednio tylko dla odrzutowych samolotów treningowych.



Rys. 8. SOKO Galeb

A zatem ile i jakie mają być rodzaje samolotów używanych do szkolenia podstawowego, zaawansowanego i szkoły ognia?

Polityka oszczędności wprowadzona przez australijski RAAF postulowała użycie jako samolotu pośredniego (tj. mającego za zadanie wypełnienie luki pomiędzy lekkim samolotem do treningu zaawansowanego, a samolotem bojowym) włoskiego MB-326H, chociaż wielu przedstawicieli RAAF uważało — naszym zdaniem słusznie — iż do tego lepiej nadawał się japoński Fuji T-1. Okazało się jednak, iż jest to zbyt wielki przeskok, oraz że dalszy trening na Mirage III musi trwać znacznie dłużej niż to zaprogramowano, co w istotny sposób podniosło koszty szkolenia.

Właśnie w obawie przed takim przeskokiem Francja i Anglia przy opracowywaniu koncepcji samolotu pośredniego ustaliły, iż musi on wykazać się znacznie wyższymi charakterystykami i osiągnięciami niż np. MB-326 czy projektowany CASA-101.

Według pierwotnych planów we Francji Alpha Jet miał zastąpić i CM-170 Fouga Magister, Lockheed T-33 i Mystère IV, a Hawk w Wielkiej Brytanii — samoloty Gnat, Jet Provost i Hunter.

Stało się jednak inaczej. Eksploatacja kosztów (cena samolotów i koszty eksploatacji) zmusiła do zmiany stanowiska. Obecnie planowane jest, iż w Wielkiej Brytanii i Francji oprócz Alpha Jet i Hawk będzie się (nie licząc samolotów łokowych) używać do treningów również lżejszych samolotów odrzutowych: w l'Armée de l'Air wraca do łask zmodernizowany Fouga Magister, a RAAF pozostawia starego Jet Provosta, który jednak zostanie wyposażony w większy zestaw oprzyrządowania.

Pomimo rozbieżności w poglądach na schemat i sprzęt do szkolenia pilotów, pewne koncepcje stają się coraz bardziej popularne. I tak:

- odstąpiono od postulatu bardzo dużej prędkości wznośnienia samolotu treningowego;

- stwierdzono, iż w samolocie treningowym powinna być dostatecznie duża przestrzeń dla rozmieszczenia zwiększonej liczby zespołów awioniki i radionawigacji;

- znaczne oszczędności powinny przynieść rozszerzenie zakresu treningu na symulatorach;

- ustalono (zgodnie z doświadczeniem uzyskanym z praktyki iż jeden rodzaj samolotu pośredniego nie może zapewnić efektywnego programu szkolenia poczynając od podstawowego, a kończąc na treningu zaawansowanym (zbyt gwałtowny przeskok z samolotu szkolno-treningowego na znacznie trudniejszy bojowy);

- nowe samoloty treningowe muszą być równocześnie przystosowane do treningu zaawansowanego i treningu w szkole ognia, wobec czego powinna istnieć możliwość wyposażenia ich w odpowiednie zestawy uzbrojenia.

W związku z tym — już prawie dopracowanymi ustaleniami piloci RAF po przeszkoleniu na samolotach Gnat

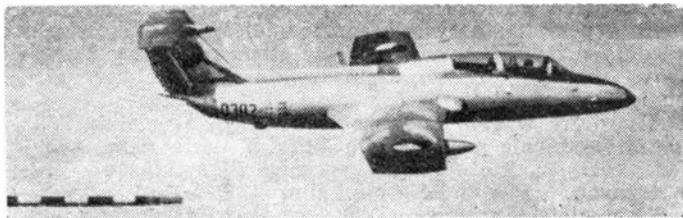


Rys. 9. TS-11 Iskra

TABLICA. Charakterystyki i osiągi odrzutowych samolotów treningowych

Nazwa	Kraj	Rok oblotu	Silnik	Ciężar [kN]	Rozpiętość [m]	Pow. nośna [m ²]	Masa własna [kg]	Masa całkowita [kg]	V max. [km/h]	V min. [km/h]	Wznoszenie [m/s]	Wysokość [m]	Zasięg [km]	Rozbieg/ dobieg [m/h 15 m]	Zbudowano szt./do roku
Jet Provost BAC 145	Wlk. Brytania	1950	Viper 11	1135	10,70	—	—	4173	700	—	20,00	11 200	1450	500/750	580/1973
CM-170 Fouga Magister	Francja	1952	2x Marbore IIA	2 x 400	12,15	17,30	2150	3100	715	—	15	11 000	1200	910	916/1972
Cessna T-37	USA	1954	2x Cont. J60-T-25	2 x 465	10,30	17,10	—	2982	685	137	17,11	11 795	1400	610/790	1254/1973
Gnat Mk-1	Wlk. Brytania	1955	Orpheus 701	2050	7,32	16,20	—	3000	M=0,98	—	47,00	15 000	1600	1065	120/1965
T-38 Talon	USA	1958	2x GE J-58-5	2 x 1135	7,70	15,80	—	5308	M=1,27	—	152,00	16 000	—	792/950	1187/1972
CL-41 Tutor	Kanada	1960	GE-J85	1295	11,07	20,44	—	3350	780	128	—	13 570	1500	558/586	190/1971
T5-11 Iskra	PRL	1960	SO-3	1000	10,07	17,50	2460	3660	800	140	16,00	12 500	1460	1100/880	...
Soko Galeb	Jugosławia	1961	Viper 11	1130	10,38	19,43	2488	3714	812	140	25,00	10 000	1250	640/750	ok. 60/1976
L-29 Delfin	CSRS	1960	M-701-C250	860	10,30	19,80	2280	3540	655	135	14,00	11 000	900	900/700	3000
MB-326	Włochy	1960	Viper 11	1135	10,04	19,00	2297	3220	806	137	22,50	13 400	1100	630/650	542
Fuji T-1	Japonia	1958	Orpheus 80506	1850	10,50	22,22	2420	5000	925	—	33,00	15 900	1300	610/870	ok. 50/1966
S.A.B.-105	Szwecja	1963	2 x Turbomern Aubisque	2 x 743	9,50	16,30	2510	4000	770	165	20,00	12 000	1840	770/940	192/1973
L-39 Albatros	CSRS	1970	Walker-Tian	1720	9,46	18,80	3200	4120	750	?	?	11 300	910	665/—	...
Alpha Jet	Francja/RFN	1973	Larzac 04	2 x 1345	9,16	17,52	3475	4860	M=0,85	?	?	14 000	2500	480/520	(433+200)
HS-1182 Hawk	Wlk. Brytania	1974	Adour 151	2422	9,39	16,69	3379	maks. 7375	M=0,80	?	?	14 600	514 ÷ 3100	500/650	(176)
MB-339	Włochy	1976	Viper 632-43	1814	10,55	19,30	3070	4850	808	—	36	14 330	1760	680/600	—

Uwaga: w nawiasach zamówienia



Rys. 10. L-29 Delfin

kontynuują szkolenie ogniowe na Hunter T-Mk 71 (w przyszłości zadania obu samolotów przejmą Hawki). Podobnie dzieje się we Francji: Alpha Jet zastąpić ma i samoloty T-33 i Mystere IV.

Cena prędkości

Kolejnym parametrem, od którego zależy redukcja kosztów szkolenia, jest zagadnienie prędkości rozwijanej przez samoloty przewidziane do treningu elewów na poszczególnych etapach szkolenia. Można zaryzykować następujące sformułowanie: efektywność szkolenia jest funkcją kosztów, gdyż w okresie pokoju wydłużenie czasu szkolenia pilotów zwiększy zasób ich doświadczenia i sprawności. Ten zaś czas zależy od uzyskania względnie niskiego kosztu szkolenia.

Fachowa prasa angielska w przededniu oblotu samolotów Hawk i Alpha Jet poświęciła sporo uwagi temu zagadnieniu, pragnąc ustalić zależność kosztów szkolenia od prędkości samolotów treningowych.

Według autorów angielskich kalkulacja kosztów własnych w zależności od prędkości rozwijanych przez samoloty treningowe na poszczególnych etapach szkolenia przedstawia się następująco: autorzy zakładają, iż teoretyczny koszt jednej godziny lotu treningowego wynosi 0,1% sprzedażnej ceny samolotu. W rzeczywistości koszty te są zmienne, a ich wysokość zależy od wielu czynników (w grę wchodzi przede wszystkim: cena samolotu, jego żywotność, liczba roboczogodzin pochłaniana przez przeglądy i remonty, nalot roczny itp.). Dlatego też liczbę 0,1% należy uważać wyłącznie za szacunkową, służącą za podstawę do przeprowadzenia porównywalności kosztów użytkowania różnych kategorii samolotów.

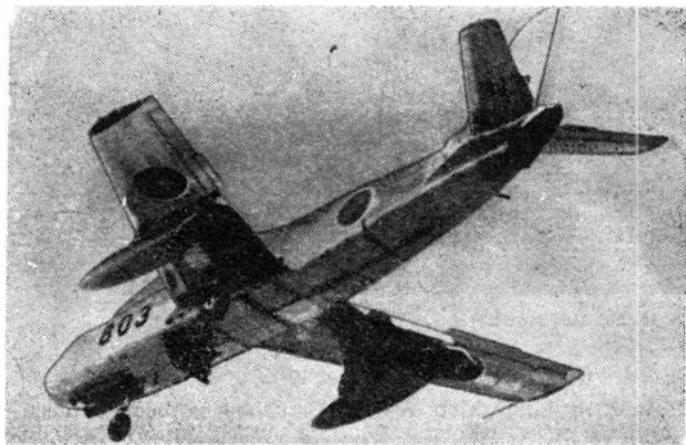
Oto cena prędkości (obliczenie przeprowadzono w 1975 r. w angielskich funtach szterlingach, kiedy ich paritet w stosunku do dolara wahał się od 2 do 2,40 za 1 dol.):

- samolot łokowy dla szkolenia podstawowego: prędkość 240÷350 km/h, koszt 1 godziny lotu — 15÷40 £;
- samolot podstawowy do podstawowego treningu: prędkość 740÷880 km/h, koszt 1 godziny lotu 200÷400 £;
- samolot odrzutowy do treningu zaawansowanego: prędkość 925÷980 km/h, koszt 1 godziny lotu około 1000 £;
- samolot odrzutowy naddźwiękowy (np. odmiana treningowa samolotu Mitsubishi T-2 lub odmiana treningowa samolotu Jaguar): prędkość 1÷1,5 liczby M, koszt 1 godziny lotu ponad 2000 £.

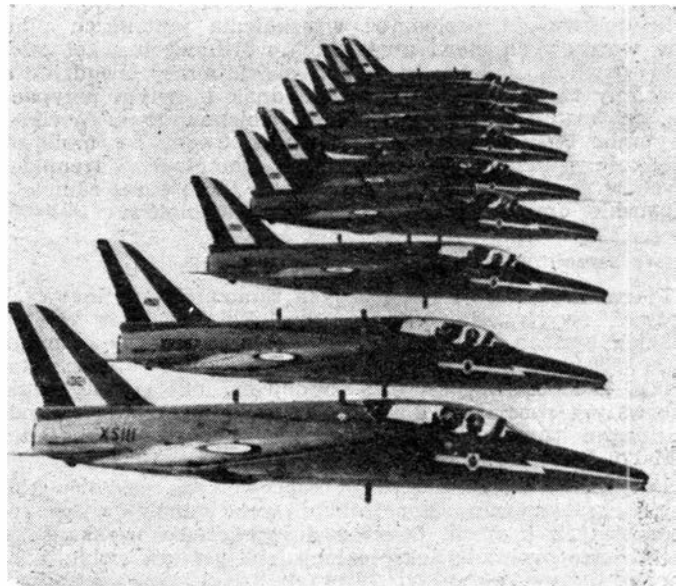
W tym miejscu nasuwa się pewna uwaga związana z zastrzeżeniem, iż koszt jednej godziny lotu stanowi 0,1% całkowitej sprzedażnej ceny nowego samolotu. Otóż wymienione klasy samolotów ujęte są schematycznie, a kalkulacja odnosi się do najnowszych rodzajów samolotów. Dlatego też np. trening na samolotach odrzutowych istniejącej generacji (tj. obecnie używanych) jest tańszy. I właśnie ten fakt jest przyczyną, iż przy bardzo intensywnym nalocie rocznym (ponad 400 h) długowieczne Jet Provost, T-33 czy Vampire T-Mk 11 będą jeszcze przez długi czas stanowiły poważną konkurencję na rynku samolotów treningowych dla najnowszych Alpha Jet, Hawk czy lżejszego CASA 101. Ciekawym zjawiskiem jest fakt, iż ostatnio daje się zauważyć wzrost zainteresowania potencjalnych nabywców takim starszym, jak samolot treningowy Marynarki Wojennej USA Rockwell T-2 Buckeye. Jest to objaw bardzo charakterystyczny.

Zależność kosztów szkolenia od prędkości rozwijanych przez poszczególne rodzaje samolotów na treningach doskonale ilustruje koszt szkolenia elewów w wojskowych szkołach pilotażu w Anglii i Japonii.

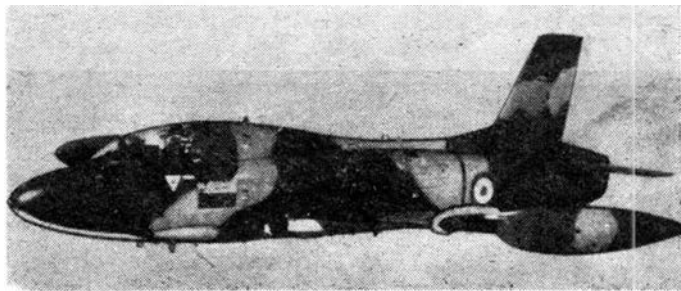
Planowany (do 1980 r.) program szkolenia na treningowych samolotach odrzutowych przedstawia się następująco: 145 godzin na samolocie Jet Provost, 80 godzin na samolocie Hawk i dalsze 50 godzin szkoły ognia również na Hawku. Łączny bezpośredni koszt szkolenia (koszt zakupu samolotu, jego amortyzacja, przeglądy i remonty, paliwo itp.) wynosił w cenach 1975 r, 178 500 funtów szterlingów.



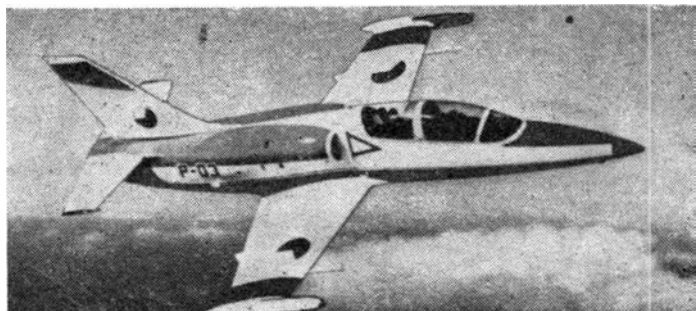
Rys. 11. Fuji T-1



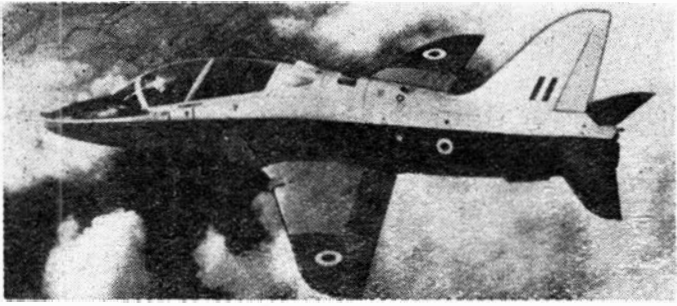
Rys. 12. Gnat



Rys. 13. MB-326



Rys. 14. L-39 Albatros



Rys. 15. HS-1182 Hawk

Lotnictwo Japońskich Wojsk Samoobrony będzie musiało zapłacić za wyszkolenie 1 pilota 391 000 funtów szterlingów za 30 godzin lotów na samolotach XT-4 (następcy Mentora), 130 godzin na XT-3 (następcy Fuji T-1), 80 godzin zaawansowanego treningu na naddźwiękowym Mitsubishi T-2 i 50 godzin szkoły ognia również na T-2.

Ekspertki szkolenia w Wielkiej Brytanii uważają, iż w celu dorównania poziomowi wyszkolenia japońskich pilotów wojskowych elewi angielskich wojskowych szkół pilotażu powinni dodatkowo odbyć co najmniej dwudziestogodzinny trening na Jaguarach. Jednak i w tym przypadku, całokształt wyszkolenia pilota wojskowego w Wielkiej Brytanii, będzie tańszy o 80% — z uwagi na mniejszą prędkość pozostałych „etapowych” samolotów treningowych w porównaniu z prędkością rozwijaną przez samoloty japońskie oraz mniejszą liczbę tych samolotów.

Nowe samoloty — nowe programy szkolenia

Pierwsza generacja odrzutowych samolotów treningowych dożywa swych ostatnich lat. Produkowane były one w długich seriach. Rekordzistą światowym stał się samolot T-33 (5600 sztuk do 1976 r.) a europejskim — czechosłowacki L-29 Delfin, którego zbudowano około 3000 sztuk. Pierwszym specjalnie dla tego celu zaprojektowanym odrzutowym samolotem treningowym był francuski Potez CM-170 Fouga Magister (oblot w 1952 r.).

Dotychczas stosowano różne koncepcje, na zasadzie których opracowywano konstrukcje tych samolotów w poszczególnych krajach. Obecnie doświadczenia uzyskane po dwudziestoparoletniej eksploatacji zbliżyły do siebie koncepcje konstrukcyjne odrzutowych samolotów treningowych II generacji. Głównym celem (oprócz wysokiej efektywności ich eksploatacji) jest dążenie do możliwie dużego obniżenia kosztów szkolenia pilotów wojskowych, który sięga wielu setek tysięcy dolarów. Obniżenie tych kosztów będzie wynikiem zastąpienia kilku rodzajów samolo-

tów służących do szkolenia na poszczególnych etapach — jednym typem, zastosowanie oszczędniejszych silników pod względem zużycia paliwa, skrócenie czasu remontów i przeglądów, wreszcie szersze zastosowanie do szkolenia udoskonalonych symulatorów.

Opracowany w 1976 r. przez francuską l'Armée de l'Air program szkolenia wojskowych pilotów może nam uzmysłowić korzyści, które mają wypłynąć z użytkowania długowiecznych (żywoćność minimum 15÷20 lat) odrzutowych samolotów treningowych II generacji. Omawianym samolotem będzie francuska odmiana samolotu Alpha Jet, która ma wejść na wyposażenie francuskiego lotnictwa wojskowego około 1980 r.

Obecny program szkolenia francuskich pilotów wojskowych przedstawia się następująco: po wstępnym szkoleniu na samolotach tłokowych i lekkich odrzutowych Fouga Magister następuje początkowe szkolenie na Alpha Jet, potem szkolenie w lotach zespołowych, nawigacja na dużym pułapie, pilotaż bez widzialności, szkolenie w lotach nocnych, szkolenie w lotach niskich. Cykl ten obejmuje 77 lotów w czasie 100 godzin, w czym: 59 godzin na dwusterze, 16 lotów samodzielnych i 2 loty, których program ustala instruktor.

Następnie elew kontynuuje szkolenie na samolocie Mystère IV, odbywając 66 lotów (57 godzin). W tym poświęca się na wstępne szkolenie 12 lotów, 19 lotów na walkę powietrzną, 7 na nawigację na niskim pułapie, 4 na loty nocne, 12 lotów na strzelanie do celów naziemnych, 8 lotów na strzelanie w powietrzu i 3 loty na nawigację na małej wysokości i w lotach koszących. Instruktor może dodatkowo zarządzić kilka lotów w wybranej przez siebie dyscyplinie.

Po wprowadzeniu Alpha Jet specjalną uwagę ma się poświęcić szkoleniu na symulatorach, co w poważnym stopniu przyczyni się do zmniejszenia kosztów szkolenia zaawansowanego: elew dzięki temu urządzeniu może nabrać wprawy w posługiwaniu się przyrządami pokładowymi i może odbyć na symulatorze wstępny staż lotów bez widzialności. Te dwa elementy szkolenia pozwolą na zaoszczędzenie 11 lotów, a czas przewidziany na ich wykonanie można wykorzystać w celu podniesienia kwalifikacji pilota w specjalizacji, której program opracuje konstruktor.

Drugim z kolei czynnikiem, który pozwoli na przeprowadzenie oszczędności, jest fakt, iż charakterystyki i oprzyrządowanie kabiny Alpha Jet w dużym stopniu zbliżone są do samolotów przeznaczonych do treningu operacyjnego. Dzięki temu podobieństwu programiści francuscy zamierzają wprowadzić do planu treningów pełny zakres studium korkociągu. Było to niemożliwe w przypadku samolotów T-33, natomiast na Alpha Jet istnieje możliwość przećwiczenia wszystkich rodzajów korkociągu, którym podlegają samoloty bojowe. W ten sposób elew pozna możliwości wyjścia z tej sytuacji.

Ponadto dzięki wyższym osiągom Alpha Jet szkolenie na tym samolocie już na wcześniejszym etapie umożliwi elewowi zapoznanie się z techniką pilotowania samolotu bojowego.

Zatem dzięki wprowadzeniu do szkolenia Alpha Jet oprócz oszczędności w nakładach na sprzęt (jeden samolot zamiast dwu: T-33 i Mystère) powstanie również oszczędność w czasie, gdyż elew już podczas I etapu treningu zaawansowanego zapozna się z techniką pilotażu, której wymaga samolot bojowy.

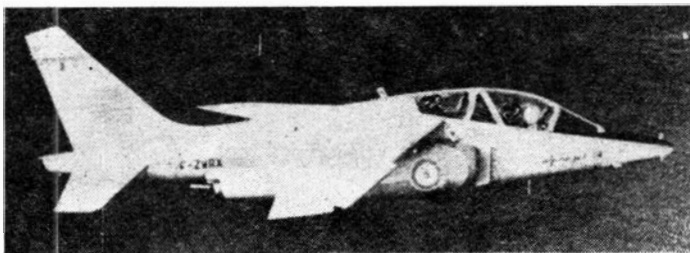
Elew dzięki temu, iż opanował już w dużym stopniu technikę pilotażu na nowoczesnym samolocie treningowym, będzie mógł zwiększyć o 7 lotów swój trening najtrudniejszych elementów szkolenia pilota wojskowego.

Szwajcarska koncepcja treningu

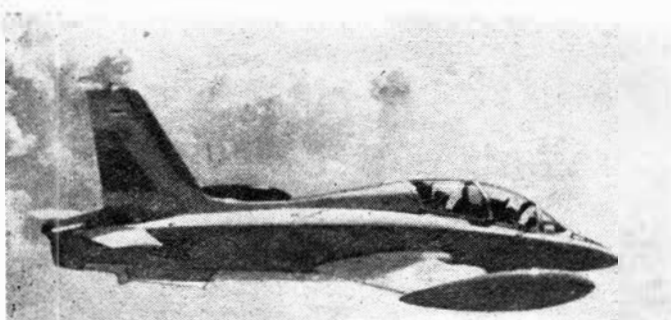
Nową koncepcję treningu pilotów wojskowych opracowano w Szwajcarii. Do szkolenia wstępnego zastosowano (z uwagi na znacznie niższe koszty) samoloty Pilatus Turbo-Trainer PC-7, wyposażone w turbośmigłowy silnik Pratt Whitney PT6A-25 o mocy 550 KM. W tym przypadku wyłaniają się możliwości następującego schematu szkolenia: samolot tłokowy — Pilatus Turbo-Trainer — Alpha Jet — samolot bojowy.

Zdaniem Szwajcarów PC-7 może być częściowo użyty również do zaawansowanego treningu, do czego dotychczas służyły wyłącznie lekkie samoloty odrzutowe klasy Fouga Magister lub Jet Provost.

W RFN marketingiem i zbytem PC-7 ma się zajmować firma Dornier — zachodniemiecki kooperant przy produkcji Alpha Jet. Firma Pilatus spodziewa się, iż Luftwaffe może złożyć zamówienia na PC-7 około 1980 r. wówczas Dornier podjąłby się licencyjnej produkcji tego samolotu.



Rys. 16. Alpha Jet



Rys. 17. MB-339

Magnesem, który może przyciągnąć nabywców PC-7, jest jego cena (400 000 dolarów 1975 r.) i koszt eksploatacji (59 dol./h).

Podobne koncepcje są rozwijane w Stanach Zjednoczonych (zamówienie US Navy na 400 Turbo-Mentorów, mających zastąpić tłokowe Mentory) i w Japonii, która również zamierza rozpocząć szkolenie wstępne od samolotów turbośmigłowych, o czym już wspominaliśmy.

Rozważania teoretyczne doprowadziły nas do następujących wniosków:

● Faktem jest, iż istnieje ścisła współzależność pomiędzy maksymalną prędkością rozwijaną przez odrzutowe samoloty treningowe a kosztami eksploatacji. Należy się wobec tego spodziewać, że (z wyjątkiem Japonii, jeżeli program szkolenia pilotów na T-2 zostanie zrealizowany) naddźwiękowe samoloty zostaną wyeliminowane ze schematu treningu zaawansowanego i maksymalna prędkość odrzutowych samolotów treningowych nie będzie przekraczała 0,8 liczby M.

● Charakterystyki i osiągi samolotów treningowych II generacji z powodu stale rosnących kosztów eksploatacyj-

nych i sprzętu — nie ulegną zwiększeniu aż do końca bieżącego stulecia.

● konstrukcja odrzutowego samolotu treningowego II generacji musi się wykazać wyjątkową trwałością (tysiące startów i lądowań, „zrywanie” maszyny przez mało doświadczonych pilotów itd.), ciąg zespołów napędowych musi gwarantować dobre osiągi, a samolot musi być łatwo sterowany i mieć dużą zwrotność.

● Względy ekonomiczne wymagają, aby samolot treningowy II generacji, który spełnia wyżej wymienione postulaty, mógł być łatwo i względnie małym kosztem przekształcony na samolot bezpośredniego wsparcia ogniowego i wyposażony w odpowiedni zestaw uzbrojenia. Wydaje się, iż wszystkie opracowywane obecnie treningowe samoloty II generacji są przystosowane do takiej mutacji. Np. ze 100 samolotów Alpha Jet, które mają służyć do treningu w l'Armée de l'Air, 35 sztuk przewidziane jest do natychmiastowego przekształcenia w samoloty szturmowe z chwilą wybuchu konfliktu zbrojnego.

LITERATURA zostanie zamieszczona w kolejnym odcinku o samolotach treningowo-bojowy w numerze 10/77 TLiA.

Mgr inż. TADEUSZ KOSTIA
Instytut Lotnictwa

Analiza wypadków lotniczych lekkich samolotów i śmigłowców

Analiza statystyki wypadków w eksploatacji cywilnego sprzętu lotniczego, oparta na dostępnych publikacjach zagranicznych. Ukazano zagadnienia o istotnym znaczeniu dla bezpieczeństwa lotu, które należy uwzględnić podczas eksploatacji i przy opracowywaniu nowych konstrukcji lotniczych szczególnie w samolotach rolniczych.

Rozpatrywana w artykule statystyka wypadków lotniczych objęła cywilny sprzęt lotniczy stosowany w komunikacji, w usługach wielozadaniowych i dyspozycyjnych, w rolnictwie, w turystyce oraz w sporcie lotniczym. W publikacjach statystycznych z tego zakresu omawiane są wyniki analiz, które przeprowadziły odpowiednie urzędy lub poszczególne autorzy zainteresowani określonymi badaniami. Stąd też poszczególne publikacje najczęściej znacznie różnią się zarówno materiałem statystycznym jak i wnioskami. Oparte są też one na odmiennym sposobie klasyfikowania wypadków.

Fakty te znacznie utrudniają bezpośrednie porównywanie poszczególnych publikacji, jak i wyciąganie z nich wiążących wniosków, zwłaszcza przy analizach dotyczących okresów wieloletnich.

Wypadki lotnicze lat pięćdziesiątych i sześćdziesiątych były przedmiotem stosunkowo licznych opracowań analitycznych. Materiały te — choć dotyczą raczej starszego sprzętu lotniczego i pochodzą z różnych okresów czasu — stanowią jednak cenne informacje, pozwalające na wyciąganie wniosków bardzo istotnych dla prawidłowego projektowania, udoskonalania, badania i eksploataowania cywilnego sprzętu lotniczego. Statystyki z późniejszego okresu potwierdzają wcześniejsze dane, wnosząc dodatkowo informacje z poszczególnych specjalistycznych analiz.

W niniejszym opracowaniu ograniczono się do omówienia typowych przyczyn wypadków lotniczych, w ujęciu przydatnym dla konstruktorów.

Wypadki te dotyczą następujących rodzajów lotnictwa cywilnego, a mianowicie:

— komunikacyjnego;
— dyspozycyjnego, szkolnego, sportowo-turystycznego, wielozadaniowego i rolniczego, użytkującego samoloty o masie startowej do 5,7 ton.

Starano się wykazać zarówno wspólne jak i różne cechy wypadków tych dwóch zasadniczo odmiennych rodzajów lotnictwa. Przedstawione zostały też różnice w strukturze wypadków, wynikające z odmiennych typów sprzętu lotniczego (np. samoloty i śmigłowce). Szczególną uwagę zwrócono przy tym na wyniki analiz wypadków przy wykonywaniu lotów agrolotniczych.

Wybrany zakres wypadków, zwłaszcza dotyczących sprzętu lotniczego o ciężarze startowym do 5,7 tony, wiąże się z kierunkiem zainteresowań oraz produkcją naszego przemysłu lotniczego.

Wyniki analizy wypadków lotniczych

Z dostępnych materiałów statystycznych najbardziej dla naszych celów przydatne pod względem systematyki badań, okazały się następujące dane statystyczne:

— *Civil Aeronautics Board (CAB) — Bureau of Safety Investigation USA*, dotyczące siedmioletniej eksploatacji 2- i 4-silnikowych samolotów komunikacyjnych, obejmującej 19,65 mln godzin lotu przy 17,45 mln startów, przy 239 wypadkach [1];

— statystyka wypadków lotniczych w USA samolotów o ciężarze do 5,7 tony, zajmująca się 4439 wypadkami z eksploatacji 80 tys. samolotów dyspozycyjnych, szkolnych, turystycznych oraz 4960 samolotów rolniczych (łącznie w czasie lotu 880 tys. godzin) [2].

W celu uzyskania większej przejrzystości w omawianiu wyników wymienionych analiz przedstawiono je graficznie na rys. 1 i 2.

Rys. 1 ilustruje strukturę przyczyn wypadków samolotów komunikacyjnych, przy czym uwzględnia:

— fazę lotu (początkową — start i końcową — lądowanie oraz sam przelot);
— przyczyny wypadków występujących w rozpatrywanej fazie lotu;
— procentowy udział samolotów 2- i 4-silnikowych w całości wypadków oraz w poszczególnych fazach lotu.

Rys. 2 podaje trzy zestawienia graficzne dla samolotów o masie do 5,7 tony, obejmujące:

— ogólny podział wypadków na śmiertelne i nie powodujące śmierci;
— strukturę głównych przyczyn wypadków, w różnych sytuacjach na ziemi i w locie;
— strukturę innych przyczyn wypadków oraz dane procentowe dotyczące wypadków wszystkich oraz śmiertelnych.

Wykres ten pozwala porównać procentową liczbę wypadków oraz ich przyczyny — w odniesieniu do lotnictwa wielozadaniowego lekkiego i rolniczego (tabl.).

Z rysunku 1 dotyczącego samolotów komunikacyjnych 2- i 4-silnikowych wynika, że ok. 70% wszystkich wypadków miało miejsce w początkowej i końcowej fazie lotu czyli przy starcie i na początku wznoszenia oraz przy podchodzeniu do lądowania i przy samym lądowaniu, w tym 17,6% zdarzyło się przy starcie (ponad 50% awarie silników, poniżej 50% — inne przyczyny), w czym samoloty 2-silnikowe stanowiły 64,5%, zaś 4-silnikowe 35,7%, 52,7% przy lądowaniu (3% awarie silników, 97% inne przyczyny), w czym samoloty 2-silnikowe stanowiły 61%, 4-silnikowe 39%. Natomiast ok. 30% wszystkich wypadków miało miejsce w fazie właściwego przelotu, w czym awarie silników wyniosły 37%, zaś inne przyczyny 63%. Samoloty 2-silnikowe stanowiły 28%, a 4-silnikowe 72%.

We wszystkich wypadkach (100%) samoloty 2-silnikowe stanowiły 52%, zaś 4-silnikowe 48%.

Z danych tych wynika, że liczba wypadków — umownie odniesiona do 100 000 godzin lotu — wykazała wskaźnik wypadkowości 1,22.

Materiały statystyczne podane w [2] omawiają szczegółowo wypadki samolotów o masie startowej do 5,7 tony, różniąc dwa rodzaje lotnictwa cywilnego, a mianowicie:

— lotnictwo lekkie tzn. dyspozycyjne, szkolne, turystyczno-sportowe i wielozadaniowe;

— lotnictwo rolnicze (w którym samoloty o masie startowej 900÷2700 kg stanowiły zdecydowaną większość).

Pod określeniem wypadku rozumiano bądź częściowe uszkodzenie samolotu, bądź całkowitą jego kasację przy czym nie każdy wypadek musiał być śmiertelny. Analiza w omawianych materiałach statystycznych wyodrębnia wszystkie wypadki lotnicze (w tym i śmiertelne) oraz oddzielnie same wypadki śmiertelne, rozpatrując je w powiązaniu z każdym z dwóch rodzajów lotnictwa. Dane te przedstawiono w tabl. oraz na rys. 2.

W odniesieniu do 100 000 godzin lotu uzyskano w 1959 r. następujące wskaźniki wypadkowości (wszystkie wypadki i wypadki śmiertelne):

- lotnictwo lekkie 36,8 i 3,63;
- lotnictwo rolnicze 35,7 i 6,47.

Jak wynika z zestawienia, w obydwu rodzajach lotnictwa wskaźnik wszystkich wypadków był prawie jednaki. Jednak wypadki śmiertelne wystąpiły w lotnictwie rolniczym z częstością o 78% większą. Natomiast wskaźnik wypadków śmiertelnych w komunikacji lotniczej USA, realizowanej przez przewoźników na liniach regularnych, był w tym samym czasie wielokrotnie niższy, wynosząc ok. 1/20 odpowiedniego wskaźnika lotnictwa rolniczego.

Przedstawione wyniki nasuwają następujące spostrzeżenia natury ogólnej, a mianowicie:

— prowadzenie lotów samolotami komunikacyjnymi dzięki korzystaniu z portów lotniczych odpowiednio do tego przygotowanych i wyposażonych oraz stosowanie dobranej bezpiecznej profilu lotu, przy załogach wysoko wyszkolonych i przestrzegających dyscypliny ustalonego ruchu lotniczego — przynosi w efekcie niską liczbę wypadków;

— prowadzenie lotów w lotnictwie lekkim tj. szkolnym, dyspozycyjnym i turystyczno-sportowym, przy korzystaniu oprócz portów lotniczych również i z lotnisk małych o słabszym wyposażeniu, a często z lotnisk przygodnych lub prywatnych, oraz stosowanie doraźnie dobieranego profilu lotu oraz sposobu lądowania przez pilotów o średnich lub niskich kwalifikacjach, mniej zdyscyplinowanych — stwarza ogólnie trudne warunki i większe potencjalne zagrożenie bezpieczeństwa lotów;

— prowadzenie lotów rolniczych z lotnisk roboczych w warunkach przeważnie bardzo prymitywnych, latając na bardzo małej wysokości przy skomplikowanym profilu lotu obfitującym w liczne gwałtowne zakręty, przy jednoczesnej znacznej zmianie własności lotnych samolotu w wyniku dużej zmiany jego ciężaru w locie (rozpraszanie środków chemicznych), przy korzystaniu z załóg przeważnie młodych i nie zawsze specjalnie w tym celu wyszkolonych, często angażujących się sezonowo — powoduje bardzo trudne warunki operacyjne, w których lądowanie czasem nabiera cech wręcz hazardowych; w wyniku tego powstaje jeszcze większe zagrożenie bezpieczeństwa ludzi i sprzętu.

Wypracowane w latach 1951÷1959 w lotnictwie rolniczym USA obniżenie liczby wypadków o ok. 30% zawdzięcza się przede wszystkim następującym działaniom:

- położeniu nacisku na odpowiednie, specjalistyczne szkolenie personelu lotniczego dla lotów rolniczych, na jego selekcję oraz na bieżącą kontrolę techniki pilotażu;
- sukcesywnemu eliminowaniu samolotów nierolniczych a stosowanych dotąd w pracach agrolotniczych, których własności lotne okazały się niewystarczające (samoloty te łatwo można było uzyskać przez adaptację sprzętu lotniczego często tanio nabytego z demobilu);
- opracowaniu samolotów specjalnych do prac w rolnictwie, w których starano się o odpowiednie własności lotne ze względu na bardzo trudne warunki operacyjne.

Główne przyczyny wypadków lotniczych

Głównymi przyczynami są:

- trudności lądowania,
- przeciągnięcie samolotu, a w konsekwencji utrata prędkości i zwałenie się (zarówno w locie prostym jak i w zakręcie),
- zderzenie z obiektami na ziemi (drzewa, budynki, przewody elektryczne itp.),
- zderzenie z ziemią.

239 Wypadków 100%	42 17,6% Start	>50% Silniki	<50% Inne	124 52% 2-u silnik	115 48% 4-ro silnik	27 64,3% 2-u silnik	15 35,7% 4-ro
	168 70,3% Początkowa i końcowa faza lotu	126 52,7% Podejście i lądowanie	97% Inne przyczyny			77 61% 2-u silnik	49 39% 4-ro silnik
	71 29,7% Przelot	37% Silniki	63% Inne			27 28% 2-u silnik	51 72% 4-ro silnikowe
Faza przelotu		Pochódz przyczyn		Udział typu samolotu			

Rys. 1. Statystyka wypadków lotniczych samolotów 2- i 4-silnikowych w komunikacji krajowej i zagranicznej USA 1949÷1955 [1]

Wzajemne relacje między tymi przyczynami są zmienne i zależą od omawianego rodzaju lotnictwa.

W lotnictwie lekkim o masie do 5,7 tony (dyspozycyjnym, szkolnym i turystyczno-sportowym) wypadki przy lądowaniu stanowiły największy udział 56%, lecz odznaczały się najniższym procentem wypadkowości śmiertelnej 2%. Zderzenia z obiektami miały prawie jednakową wielkość w wypadkowości ogólnej (23%) jak i śmiertelnej (20%). Przeciągnięcia (choć stanowiły mały udział 9%) odznaczały się wysoką wypadkowością śmiertelną (23%). Zderzenia z ziemią, mając udział jeszcze niższy (7%), wykazały najwyższą wypadkowość śmiertelną (37%). Udział innych przyczyn był najniższy (5%), ale w wypadkach śmiertelnych stanowił aż 18%.

W lotnictwie rolniczym o masie do 5,7 tony zderzenia z obiektami stanowiły największy udział w obydwu rodzajach wypadków (40%), przeciągnięcia stanowiły 24% wypadkowości ogólnej, ale w wypadkach śmiertelnych była to druga z kolei co do wielkości liczba wynosząca 36%. Zderzenia z ziemią wynosiły w obydwu rodzajach wypadków 12%, lądowania 17% i to bez wypadków śmiertelnych (0%). Inne przyczyny wykazały 7% wypadkowości ogólnej i 12% w śmiertelnej.

Dokładniejsza analiza struktury tzw. innych przyczyn wypadków samolotów o masie do 5,7 tony (rys. 2 i tabl.) wykazała, że:

— zderzenia z innymi samolotami na ziemi i podczas startu stanowiły w lotnictwie ogólnym 2%, w rolniczym 3%, przy jednakowej liczbie wypadków śmiertelnych 2%;

— pożar na ziemi lub w locie wykazał w lotnictwie ogólnym poniżej 1%, a w rolniczym 1%, natomiast liczba wypadków śmiertelnych była odpowiednio wyższa i wyniosła 3% i 4%;

— uszkodzenia płatowca na ziemi i w locie były dla obydwu rodzajów lotnictwa jednakowe (poniżej 1%), przy czym liczba wypadków śmiertelnych wyniosła w lotnictwie ogólnym 4%, będąc dwukrotnie wyższą niż w rolniczym (2%);

— pozostałe przyczyny stanowią 2% w wypadkowości ogólnej, ale w śmiertelnej wynoszą 9% w lotnictwie ogólnym, co jest wartością ponad dwa razy wyższą niż w lotnictwie rolniczym (4%).

Z danych tych wynika, że pod względem tzw. innych przyczyn wypadków lotniczych samolot rolniczy nie zawsze wnosił większe niebezpieczeństwo, zarówno w wypadkowości ogólnej jak i śmiertelnej. Wymaga on przeważnie lepszego zabezpieczenia przeciw pożarowi, tak na ziemi jak i w locie, oraz przeciw zderzeniom na ziemi podczas kołowania i startu, w czym dobra widoczność z kabiny odgrywa zasadniczą rolę.

Warto również wspomnieć o ocenie roli przeciągnięcia samolotu podanej w innych danych statystycznych. Według [2] w ciągu 5 lat (1958÷1963) wydarzyło się w Brytyjskiej Wspólnocie 60 wypadków lekkich samolotów, spowodowanych niezamierzonym przeciągnięciem. Spowodowało to ok. 40% wszystkich nieszczęśliwych wypadków i dotyczyło samolotów bez sygnalizatorów przeciągnięcia.

W wyniku takiego stanu rzeczy wydany został specjalny okólnik wzywający pilotów do przestrzegania utrzymywania stosownej prędkości lotu, mając na uwadze powiększenie się prędkości przeciągnięcia w miarę wzrostu masy samolotu. Wymagano też od pilotów zaznajomienia się z charakterystyką przeciągnięcia samolotu, pamiętając przy tym, że dwa identyczne samoloty nie mają jednakowej

charakterystyki przeciągnięcia. Wymagano również, aby poza samolotami akrobacyjnymi nie stosować przy wykonywaniu zakrętów zbyt dużych kątów przechyłu samolotu.

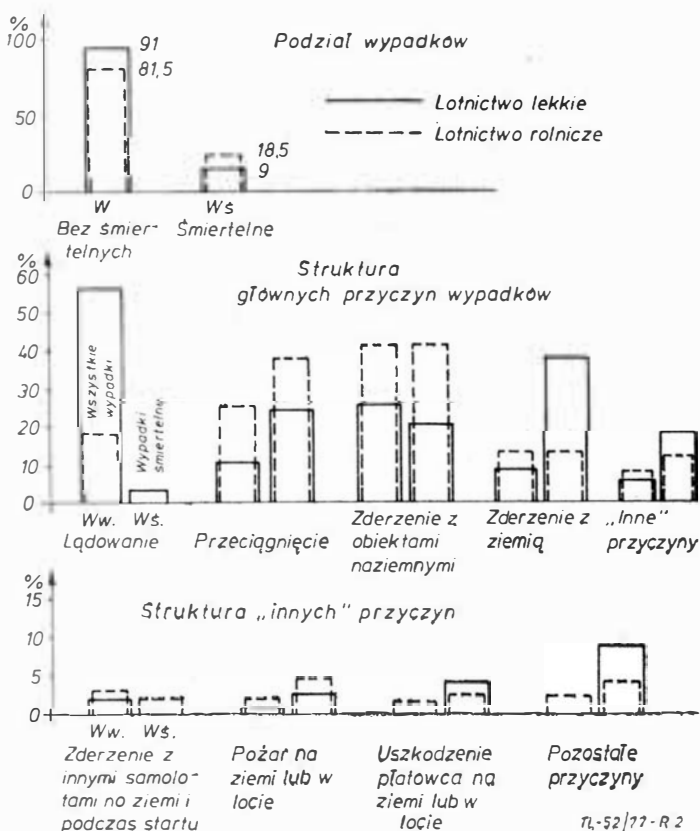
Duży udział utraty prędkości z powodu przeciągnięcia samolotów, notowany w strukturze zarówno wypadków ogółem jak i śmiertelnych, nabiera jeszcze większego znaczenia w przypadku samolotów rolniczych, które roboczo latają na małych wysokościach. W [2] podano przykład, który dowodzi, że samolot rolniczy z pełnym ładunkiem chemikaliów (a tym bardziej w stanie przeciążonym) latając roboczo w zakresie prędkości 110–150 km/h, odbywa lot w stanie bliskim do przeciągnięcia, zwłaszcza gdy wykonuje często potrzebne wyrwania z przeciążeniem do 2–2,5 g, zarówno z ładunkiem chemikaliów jak i bez niego.

Sytuacja jeszcze bardziej komplikuje się, gdy przy prędkości roboczej samolot rolniczy jest wprowadzany w zakręt, przy czym zależnie od pilota może być on przechylany z różną prędkością kątową względem osi podłużnej. Wówczas samolot ten łatwo może zostać przeciągnięty w wyniku zbyt szybkiego wprowadzania w zakręt, zwłaszcza gdy jego własności aerodynamiczne w omawianej sytuacji są nieodpowiednie. Może również być tak, że samolot mający sygnalizator przeciągnięcia ostrzegający prawidłowo przed przeciągnięciem w locie prostym, może przy zbyt szybkim wprowadzeniu go w zakręt przeciągnąć się i zwalić, a jego sygnalizator nie zasygnalizuje tego. Jest to szczególnie ważne, gdy w grę wchodzi niskie kwalifikacje pilotów, którzy mogą się nie orientować, że zachodzi przeciągnięcie, zwłaszcza gdy w lotach na małej wysokości są oni zaabsorbowani obserwacją otoczenia.

Dlatego zagadnienie przeciągnięcia samolotu i jego odpowiednich własności lotnych zarówno w locie prostym jak i przy wprowadzaniu w zakręt mają — ze względu na częste tragiczne następstwa — pierwszoplanowe znaczenie dla bezpieczeństwa lotu w lotnictwie rolniczym. Z tych względów powinno ono być należycie doceniane i uwzględniane przy opracowywaniu nowych samolotów rolniczych.

Z danych zawartych w tablicy oraz na rys. 2 wynika, że:

- lotnictwo lekkie uczestniczyło w wypadkach bez wypadkowości śmiertelnej w większym stopniu (91%) niż rolnicze (81,5%),
- lotnictwo rolnicze wykazało w wypadkowości śmiertelnej dwukrotnie wyższy udział (18,5%) niż lotnictwo lekkie (9%).



Rys. 2. Struktura przyczyn wypadków lotniczych w USA w 1959 r. [2]: samoloty lotnictwa lekkiego (dyspozycyjne, szkolne, turystyczne), samoloty rolnicze — o masie startowej do 5,7 tony

Zaznaczono jednak, że 81,5% udziału samolotów rolniczych w wypadkowości bez wypadków śmiertelnych wprawdzie nie przyniosło utraty życia załogi, było jednak związane z poniesieniem przez nie poważnych obrażeń ciała. Z tych właśnie względów konstrukcji samolotów rolniczych stawia się dodatkowe trudne do spełnienia wymagania w zakresie zabezpieczenia załogi przed skutkami wypadków. Wymagania te są sformułowane w końcowej części artykułu.

Dane w tablicy ujmują wypadki pochodzące również od awarii zespołu napędowego oraz od wyczerpania się paliwa. Udział ten oceniono na ok. 20% liczby wszystkich wypadków.

Późniejsze dane statystyczne USA z 1969 r. [3], omawiające 383 poważnych wypadków w lotnictwie rolniczym, wykazują znaczne zróżnicowanie częstości katastrof w zależności od:

- typu zastosowanego sprzętu lotniczego (samolot, śmigłowiec),
- typu układu skrzydeł samolotu (górnopłat, dolnopłat, dwupłat),
- niedoskonałości konstrukcji samolotu (mimo, że w tej dziedzinie obserwuje się pewien postęp),
- stanu lotu.

Niektórzy specjaliści przypisują również wzrost zagrożenia bezpieczeństwa lotów toksycznemu działaniu niektórych środków owadobójczych, oraz niedomogom fizjologicznym pilota. Najczęstszymi ich przyczynami były:

- defekty silnika (ok. 30%);
- zderzenia z przeszkodami na ziemi (ok. 23%);
- utrata prędkości od przeciągnięcia (ok. 20%).

W tym u górnopłatów szczególnie ostro akcentowały się przeciągnięcia (ok. 40% wszystkich wypadków) i zderzenia z przeszkodami (32%). Natomiast w śmigłowcach rolniczych udział przyczyn wypadków był inny, a mianowicie: defekty silnika 31,4%, zderzenia z przeszkodami 21,4%.

W czasie lotu poziomego zdarzyło się ok. 2/3 wypadków, natomiast przy starcie i lądowaniu powstało ich ok. 1/5, w tym u górnopłatów 3/4 wszystkich wypadków powstało w locie, zaś ok. 15% w czasie rozbiegu i lądowania.

Analiza częstości wypadków wykazała, że ok. 25% wszystkich wypadków poważnych oraz 2/3 katastrof przypadło na górnopłaty. Inne typy samolotów, jak dolnopłaty, dwupłaty oraz śmigłowce, wykazały minimalne odchylenia w wartości wskaźnika częstości wypadków.

Samoloty rolnicze w układzie górnopłata częściej ulegały wypadkom. Stan ten wynika też i z tego, że pierwotnie większość samolotów w rolnictwie stanowiły górnopłaty.

W literaturze zagranicznej tłumaczy się niekorzystne akcentowanie się układu górnopłata w wypadkowości lotów agrolotniczych tym, że:

- samoloty tego typu mają znacznie gorszą widoczność w porównaniu z innymi typami sprzętu lotniczego (np. dolnopłatami), co szczególnie jest uciążliwe przy wykonywaniu zakrętów po przelocie pola, wykonywanych na bardzo małej wysokości, w sąsiedztwie różnego rodzaju przeszkód terenowych;

— zbiornik na chemikalia jest z reguły umieszczony z tyłu za pilotem. Nie jest on usytuowany w środku ciężkości samolotu, co powoduje, że przy znacznej zmianie masy samolotu (w wyniku wyrzucania chemikaliów) zmieniają się jego własności lotne. Pogarsza się stateczność, co dodatkowo komplikuje pilotaż. Przyczynia się to do łatwiejszego niezamierzonego przeciągnięcia samolotu, powodując zwiększenie liczby ofiar w wyniku zwałenia się. Sprawa ta wiązała się z dawnymi samolotami nierolniczymi, pochodzącymi np. z demobilu, a dostosowanymi do prac agrolotniczych po przebudowie. Często usytuowanie zbiornika na chemikalia dyktowane było rozporządzeniami możliwościami konstrukcyjno-gabarytowymi. Sprawa ta wygląda zupełnie inaczej, w przypadku nowych samolotów rolniczych, w których konstruktor nie jest w ten sposób limitowany.

W śmigłowcach wypadki lotnicze występują znacznie rzadziej, a ich skutki są na ogół łżejsze niż w przypadku samolotów, co tłumaczy się tym, że:

- znacznie mniejsze są prędkości lotu roboczego,
- w razie zderzenia się z przeszkodami na ziemi złamanie ulegają wyłącznie łopaty wirnika, bez powodowania uszkodzenia pozostałych elementów kadłuba. Jednak remont w taki sposób uszkodzonego śmigłowca jest dość kosztowny.

Autorzy analizy podanej w [3] uważają, że jeśli do prac w rolnictwie dopuszczać się będzie tylko specjalistyczny sprzęt lotniczy (tj. samoloty o układzie dolnopłata i konstrukcji spełniającej wymagania ze względu na zabezpieczenie pilota), to liczba katastrof zmniejszy się co najmniej o 80%.

TABLICA. Statystyka wypadków lotniczych w USA w 1956 r. [2]. Samoloty lotnictwa lekkiego (dyspozycyjne, szkolne, turystyczne) oraz samoloty rolnicze (o masie startowej do 5,7 tony)

Rodzaj wypadku		Wszystkie wypadki (również śmiertelne)				Wypadki śmiertelne				
		ogólne		rolnicze		ogólne		rolnicze		
		liczba	[%]	liczba	[%]	liczba	[%]	liczba	[%]	
Główne przyczyny	lądowanie	2305	56	52	17	7	2	0	0	
	przeciągnięcie	398	9	71	24	83	23	20	36	
	zderzenie z obiektami naziemnymi	927	23	120	40	74	20	23	40	
	zderzenie z ziemią	235	7	37	12	142	37	7	12	
Inne przyczyny	zderzenie z samolotami na ziemi i przy starcie	99	2	10	3	8	2	1	2	
	pożar	w powietrzu	23		3		10		2	
		na ziemi	7	<1	1	1	0	3	0	4
	uszkodzenie płatowca	w locie	16		1		16		1	
		na ziemi	2	<1	0	<1	0	4	0	2
	pozostałe przyczyny	76	2	6	2	38	9	2	4	
	razem inne przyczyny	223	5	21	7	72	18	6	12	
Razem		4138	100	301	100	378	100	56	100	

Według danych angielskich [4, 5] w samolotach o masie poniżej 2270 kg w ciągu 9 lat (1963—72) obserwuje się stały znaczny spadek liczby nieszczęśliwych wypadków, przypadających na 100 000 godzin lotu, tj. od początkowej wartości 5,78 do ostatniej 2,73. Natomiast według danych USA [4 i 5] w 1964 r. notowano znaczny wzrost katastrof. W odniesieniu do jednostki przebytej trasy liczba katastrof w lotnictwie lekkim USA była ok. 200 razy większa, niż w lotnictwie komunikacyjnym tego kraju. Główną przyczyną wypadków lekkiego lotnictwa stanowili piloci (66%), podczas gdy w lotnictwie komunikacyjnym stanowili tylko 21%.

Wnioski generalne ze statystyki wypadków lotniczych

Zapewnienie samolotowi każdego z omawianych rodzajów lotnictwa możliwości powolnego i bezpiecznego lądowania w locie poziomym (gdy działa siła ciągu zespołu napędowego), w locie ślizgowym przy podchodzeniu do lądowania, a także na początku wznoszenia, szczególnie gdy możliwe jest osiągnięcie stromej kąta wznoszenia, decyduje w zasadniczym stopniu nie tylko o niezbędnej wielkości potrzebnego lotniska, lecz głównie przesądza o bezpieczeństwie startu i lądowania.

Tendencja ta nie przeczy oczywiście potrzebie rozporządzenia znaczną prędkością przelotową. Wiadomo również, że uzyskanie odpowiednio dużego lotniska w pobliżu większych miast staje się sprawą coraz trudniejszą.

Omawiane statystyki wypadków lotniczych dowodzą, że szczególnie duży jest udział wypadków podczas stosunkowo krótkiego czasu odpowiadającego startowi i lądowaniu. Wielkość tego udziału jest od wielu lat praktycznie stała. Fakt, że znacznie ponad 50% wszystkich wypadków miało miejsce podczas lądowania, podkreśla dobitnie znaczenie, jakie dla bezpieczeństwa lądującego samolotu ma możliwość wykonywania powolnego i stromej podchodzenia do lądowania. Jest to szczególnie ważne przy lądowaniu w ciężkich warunkach meteorologicznych i w trudnym, przygodnym terenie.

Wynika stąd potrzeba opracowywania samolotów krótkiego startu i lądowania (STOL), ponieważ z rozwojem tego rodzaju sprzętu lotniczego wiąże się realna możliwość uzyskania większego bezpieczeństwa lotu. Ma to istotne znaczenie dla lotnictwa dyspozycyjnego i turystycznego, a przede wszystkim dla wielozadaniowego i rolniczego.

Wiąże się z tym potrzeba starannego opracowywania przez konstruktorów projektujących samoloty wielu niżej wymienionych zagadnień z zakresu aerodynamiki i wytrzymałości, uwzględniających specyficzne własności sprzętu lotniczego [2 i 6]. Są to:

- przeciągnięcie samolotu w locie prostym oraz przy wprowadzaniu go w stromy zakręt, z uwzględnieniem zmiany własności lotnych wynikających ze zmiany w locie masy samolotu rolniczego i wielozadaniowego. Zagadnienie przeciągnięcia w zakręcie połączone jest z wyznaczeniem tzw. krytycznego czasu, będącego kryterium oceny wrażliwości samolotu na omawiany manewr;
- krótki start i strome wznoszenie — dzięki sprawnemu wykorzystaniu możliwości zespołu śmigłosilnikowego, przy małych posuwach śmigła;
- strome i bezpieczne podejście do lądowania i krótkie lądowanie — dzięki uzyskaniu korzystnej biegunowej

prędkości samolotu w pobliżu krytycznych kątów natarcia;

- obciążenia w locie samolotu rolniczego wielozadaniowego połączone ze studium częstości ich występowania;
- wytrzymałość statyczna i zmęczenie, uwzględniające odrębność specyfiki lotów wielozadaniowych oraz rolniczych.

Wymieniona problematyka powinna stać się przedmiotem najbliższych opracowań.

Wnioski szczegółowe dotyczące bezpieczeństwa załogi

Jak już wspomniano, z danych statystycznych [2] wynika, że wśród wszystkich wypadków wprawdzie w 81,5% piloci ocalili, jednak odnieśli bardzo poważne obrażenia. Dlatego konieczne jest, by przy opracowywaniu nowych samolotów rolniczych spełnione zostały następujące wymagania:

- konstrukcja przodu kadłuba i kabiny powinna wytrzymać nominalne obciążenia awaryjne pochodzące zarówno od obciążeń w locie jak i przy lądowaniu;
- konstrukcja samolotu w razie wypadku powinna przejąć energię przy progresywnym jej zginięciu;
- konstrukcję kadłuba powinno się projektować z rur i to w taki sposób, aby w razie wypadku mogły one wyginać się na zewnątrz, nie narażając załogi na ponoszenie obrażeń;
- kabinę pilota należy wyposażać w specjalny element konstrukcyjny zabezpieczający przeciw kapotażowi;
- wszystkie ciężkie elementy samolotu oraz zbiorniki należy usytuować przed pilotem;
- zbiorniki paliwa należy umieścić poza kadłubem, tj. wewnątrz lub na skrzydłach, a nie między ścianką ogniwą i tablicą przyrządów pokładowych;
- pilota należy usytuować w tyle kadłuba, jak najbliższej ogona;
- należy zapewnić odpowiednią przestrzeń między tablicą pokładową i ścianą ogniową, zezwalającą w razie awarii na przemieszczanie się przyrządów pokładowych do przodu;
- tablicę przyrządów pokładowych należy projektować jako wolną od ostrych i sztywnych krawędzi, zwłaszcza w zasięgu ruchu głowy pilota;
- tablicę przyrządów pokładowych należy wykonać z materiałów podatnych oraz przewidzieć na jej czole elementy pochłaniające energię uderzenia;
- przyrządy pokładowe powinno się montować możliwie nisko na tablicy i to za pomocą połączeń ścinających się;
- konieczne jest stosowanie pasów bezpieczeństwa, brzusznych i plecowych oraz hełmu chroniącego głowę pilota;
- fotel pilota i jego zamocowanie powinny mieć wystarczającą wytrzymałość, sięgającą aż do chwili złożenia się kabiny przy awarii samolotu;
- wnętrze kabiny załogi nie może mieć ostrych i twardych kształtów w obszarze ruchu ciała pilota;
- wnętrze kabiny powinno być wyściełone materiałami elastycznymi;
- powinny być zapewnione odpowiednie warunki klimatyczne w kabine pilota, ułatwiające jego pracę (temperatura, wilgotność, wentylacja powietrza, dopuszczalny szum i poziom drgań oraz zabezpieczenie przed środkami chemicznymi);

— powinno być przewidziane urządzenie do oczyszczania szyb przednich w czasie wykonywania lotów w pracach lotniczo-chemicznych w rolnictwie;

— należy przewidzieć w konstrukcji samolotu urządzenie zmniejszające skutki zderzeń z przewodami nawiętrznymi;

— konieczne jest, aby samoloty i śmigłowce rolnicze miały niezbędny nadmiar mocy zespołu napędowego w celu zwiększenia bezpieczeństwa lotu przy starcie i wznoszeniu oraz przy wykonywaniu zakrętów, zwłaszcza w trudnych warunkach eksploatacyjnych;

— należy przewidzieć awaryjny zrzut ładunku chemikaliów ciekłych oraz sypkich;

— konieczne jest zapewnienie pilotowi dobrej widoczności z kabiny na ziemi przy starcie i kołowaniu oraz w locie, zwłaszcza przy wykonywaniu zakrętów na małej wysokości;

— szczególny nacisk powinno się położyć na specjalistyczne szkolenie pilotów do prac agrolotniczych oraz na ich selekcję i bieżącą kontrolę techniki pilotażu, przy użyciu urządzeń rejestrujących parametry profilu lotów.

Rosnące wymaganie uwzględniania dużych wartości przyspieszeń skierowanych do przodu przy zderzeniach (pośtulowane 25 g) nasuwa pytanie, czy warto jest to zachodzi, jeśli wziąć pod uwagę fakt, że bardzo wysokie obciążenia uderzeniowe mogą w każdym przypadku spowodować katastrofę w wyniku pożaru paliwa. Niewątpliwie możliwość taka występuje w dużych samolotach transportowych. Statystyka wypadków lotniczych [2] (tabl., rys. 2) wykazuje jednak, że w lekkich samolotach o masie do 5,7 tony ryzyko pożaru w razie kraksy — choć istnieje — nie jest jednak duże i to właśnie uzasadnia celowość konstrukcyjnego uwzględniania przyspieszeń awaryjnych skierowanych do przodu. Wnosi to perspektywę większego i skuteczniejszego jeszcze zabezpieczenia załogi, działającej

i tak w ramach jednego z najmniejbezpiecznych sposobów pilotowania.

Niniejsze opracowanie wskazuje na wiele kierunków działania niezbędnego do podwyższenia bezpieczeństwa załogi samolotu. Widać z niego, jak wiele pozostaje do zrobienia oraz jak wiele mogą w tej dziedzinie zdziałać konstruktorzy lotniczy, jeśli potrafią w należyty sposób wykorzystać wnioski wynikające z analizy wypadków lotniczych.

Wnioski te powinny wpłynąć na kierunek ich prac, zwłaszcza gdy dotyczą one opracowania specjalistycznych samolotów rolniczych. Nie należy również zapominać o tym, że wiele można osiągnąć przez staranne, prowadzone na odpowiednim poziomie szkolenie personelu lotniczego, oraz przez bieżącą kontrolę techniki pilotażu.

LITERATURA

1. Data of Civil Aeronautics Board (CAB) — Bureau of Safety Investigation, 1956, wg W. Pleines: Das Kurzstartflugzeug Dornier Do-27. *Luftfahrttechnik* nr 9/1957.
2. Statistical Review. General Aviation Accidents — Accidents in Aerial Application Activities. Civil Aeronautics Board, Bureau of Safety USA, 1959, wg J. K. Williams: Structural Fatigue and Other Airworthiness Aspects. *Journal of the Royal Aeronautical Society*. December 1963, s. 776-782.
3. G. A. RYAN, J. D. DOUGHERTY: Epidemiology of aerial application accidents. *Aerospace Medicine* t. 40, nr 3/1969, s. 304-309, wg *Ekspress Informacja — Wozdusznyj Transport* nr 40/1969, s. 28-50.
4. UK accidents reviewed. *Flight* 24.5.1973, s. 776.
5. Sicherheit von Leichtflugzeugen. *Flug Revue* nr 5/1968, s. 22.
6. T. KOSTIA: Prognoza rozwoju technicznego samolotów lekkich i średnich wielozadaniowych i transportowych do 5,7 ton. Instytut Lotnictwa — Warszawa — 1970.
7. T. KOSTIA: Analiza wypadków lotniczych samolotów i śmigłowców w różnych rodzajach zastosowań. Konferencja naukowo-techniczna Ergonomia w lotnictwie. Instytut Lotnictwa — Warszawa 17-19 marca 1975, s. 266-282.

Optymalizacja projektu śmigłowca (II)

Dr inż. KAZIMIERZ SZUMAŃSKI

Optymalizacja parametrów konstrukcyjnych śmigłowca poprzez wykorzystanie elektronicznej techniki obliczeniowej przy opracowywaniu jego modelu matematycznego. Przebieg optymalnego procesu projektowania.

Analizy pomocnicze i wyprowadzanie współczynników wrażliwości pogłębiają znajomość fizycznej zależności rzeczywistego przebiegu związków i kształcą intuicję prowadzącego proces optymalizacji. Dlatego też w kolumnie D zaprogramowano możliwość oceny zmiany własności śmigłowca pod wpływem jednoczesnej zmiany zbioru parametrów śmigłowca. I tak, jeśli współczynniki wrażliwości pokazywały, w którym kierunku należy zmienić poszczególne parametry śmigłowca, to w kolumnie D ocenia się efekt zmiany wybranego zbioru parametrów. Długość kroku zmian parametrów ocenia arbitralnie prowadzący proces. Mimo to po kilku krokach można na ogół bez większych trudności znacznie zawęzić obszar dopuszczalnych rozwiązań, mieszcząc się nawet w węższych granicach własności $W_{jmin} < W_j < W_{jmax}$ niż wymagania stawiane przez przepisy budowy śmigłowców.

Kolumna D charakteryzuje się wysokim stopniem interakcji między konstruktorem i programem obliczeniowym. Przykładowy histogram zawężania obszaru rozwiązań podano na rys. 7.

Nasilająca się tendencja do wprowadzania w miarę możliwości auto-

matyzacji przebiegu obliczeń znalazła swoje odbicie w organizacji programu w kolumnie E. Zaprogramowano tu technikę poszukiwania ekstremum jednej oceny dla wielozmiennego zbioru parametrów śmigłowca. Techniki numerycznego poszukiwania ekstremum mogą być różne.

W przypadku, kiedy uda się wyodrębnić grupę parametrów śmigłowca o silnym sprzężeniu z jedną funkcją celu przy słabszych sprzężeniach z innymi funkcjami celu, można przeprowadzić dekompozycję procesu. W przeciwnym przypadku można zastąpić ogólną ocenę sumą ocen podproblemów. W ten sposób optymalizację wielocelową można sprowadzić do zespołu optymalizacji jednocelowych lub do ekwiwalentnej optymalizacji jednocelowej.

Optymalizacji można poddać zarówno przebieg funkcji jak i zbiór parametrów przedstawionych jako zbiór pewnych zmiennych x_i . Przebieg funkcji da się zastąpić zbiorem pewnych granicznych lub charakterystycznych wielkości, co sprowadza zagadnienie do typu drugiego.

Zadanie polega na znalezieniu U_{opt} , gdzie $y = f(x_1, \dots, x_2, \dots, x_3, \dots, x_n)$, przy czym x_i jest dowolnie uwikłaną funkcją pozostałych zmiennych lub wielkości y i tychże zmiennych.

O tym równaniu można powiedzieć, że mając zbiór x_i można określić y , ale odwrotne zadanie nie jest praktycznie możliwe. Tego typu funkcja niekoniecznie, a nawet rzadko kiedy, jest określona wzorem. Na ogół otrzymuje się wielkość y jako wynik mo-

delowania pewnego procesu, jako odpowiedź na zbiór zadanych sygnałów x_i . Wymienić należy dwa kierunki, dwie szkoły poszukiwań.

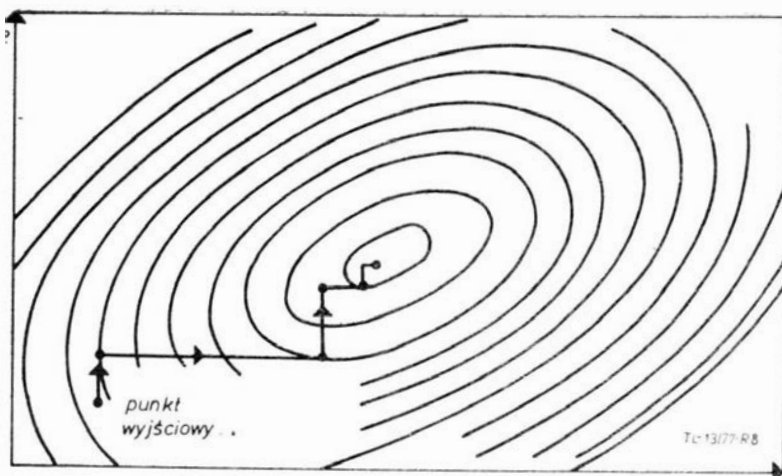
Pierwszy kierunek przedstawiono syntetycznie w zastosowaniu do konstrukcji lotniczych w [1]. W tym przypadku wykorzystuje się metody gradientowe, łącząc je we wspólnym programie AESOP. Zasada, jak obrazowo przedstawiają autorzy, polega na poszukiwaniu ekstremum analogicznie do wspinaczki na szczyt po ciemku, a więc kierując się wielkością gradientu (nachylenia stoku góry) w punkcie, w którym aktualnie znajduje się wspinacz. Wysokość aktualna odpowiada wielkości funkcji celu, a współrzędne w kierunku np. północ, wschód odpowiadają wielkości optymalizowanych parametrów.

W [1] przedstawiono różne techniki poszukiwań. Niektóre z nich uwzględniono na rys. 8 i 9. Ze względu na to, że żadna z tych technik nie gwarantuje w ogólnym przypadku sukcesu, a jedynie prawdopodobieństwo osiągnięcia celu (jak to zresztą zwykle bywa w procesach numerycznych), zdecydowano się połączyć dziewięć różnorodnych technik w jeden program AESOP, co zwiększa prawdopodobieństwo uzyskania rozwiązania zadania.

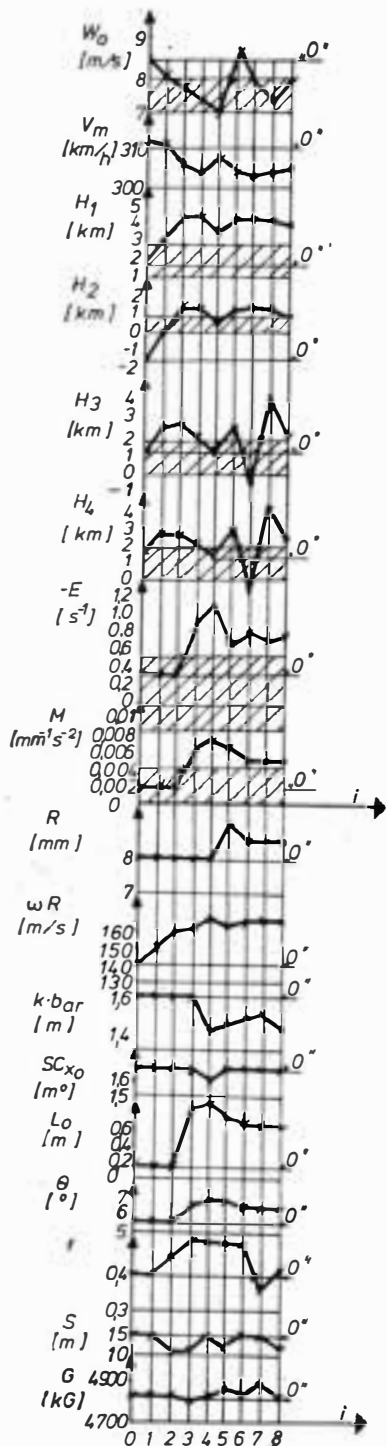
Drugi kierunek to penetracja całego obszaru zmienności z kolejnym zawężeniem przedziału zmienności parametrów.

Metoda polega na szacunkowej ocenie kształtu funkcji przez obliczenie wielkości funkcji y_i podstawiając co Δx_i (dostyc duże) wielkości parametrów.

Następnie odrzuca się wszystkie wielkości y_j i x_i dla np. $y_j < y_{str}$ (poniżej wartości np. średniej) i w węższych już granicach dokładniej (z mniejszym krokiem Δx_i) obliczamy rozkład funkcji y_j . Tak postępując można szybko zawęzić obszar w pobliżu y_{max} . Fizycznie proces ten podobny jest do wierceń geologicznych, na podstawie których można określić kształt lub minimalną odległość od powierzchni poszukiwanego kształtu warstwy złoża. Najpierw rzadkie wiercenia orientują w ogólnym zarysie złoża. Zagęszczenie wierceń w pobliżu szczytu pozwoli na dokładniejsze określenie jego kształtu. Oczywiście i w tym przypadku można przeoczyć lokalne ekstremum, ale znów problem jest



Rys. 8. Przykład poszukiwania metodą cięć wzdłuż parametrów



Rys. 7. Przykładowa ilustracja przebiegu procesu optymalizacyjnego (historiogram); zakresy dopuszczalnych własności (kryteria) są ograniczone obszarami zakreskowymi

postawiony na zwiększenie prawdopodobieństwa uzyskania rozwiązania i to w zastosowaniu konkretnym dla danego obszaru poszukiwań.

Metody te można połączyć i uzyskać w metodzie mieszanej lepszy rezultat w postaci szybszego osiągnięcia celu.

W przypadku zastosowania najpierw metody drugiej a potem pierwszej, możliwy jest start z wyższego punktu niż w przypadku stosowania klasycznej metody pierwszej. Poza tym wskazane jest, aby przy uwzględnieniu ograniczeń i obszarów zakazanych, wybrany punkt startu mieścił się zawsze w dopuszczalnym rejonie. Ponadto w drugiej metodzie już we wstępnych fazach można wyróżnić lokalne ekstrema funkcji, czego pierwsza metoda nie wykryje.

Analogie poszukiwania do wspinaczki w ciemności lub wierceń mają swój sens dlatego, że od wyobraźni prowadzącego proces optymalizacji zależy wybór albo utworzenie nowej techniki poszukiwań. Układ $y = f(x_1, x_2)$ (a więc trójwymiarowa) optymalizacja pozwala już na rozszerzenie opracowanych technik na n -wymiarową przestrzeń.

Zatem wyobrażenie sobie procesu dwuzmiennego i techniki poszukiwań w tym układzie ma znaczenie bardzo istotne, pozwala bowiem na uniknięcie błędów trudnych do oceny abstrakcyjnej w przestrzeni n -wymiarowej.

Na rysunku 10a, b, c zaznaczono pewne przypadki, które mogą zdarzyć się w praktyce przy poszukiwaniu

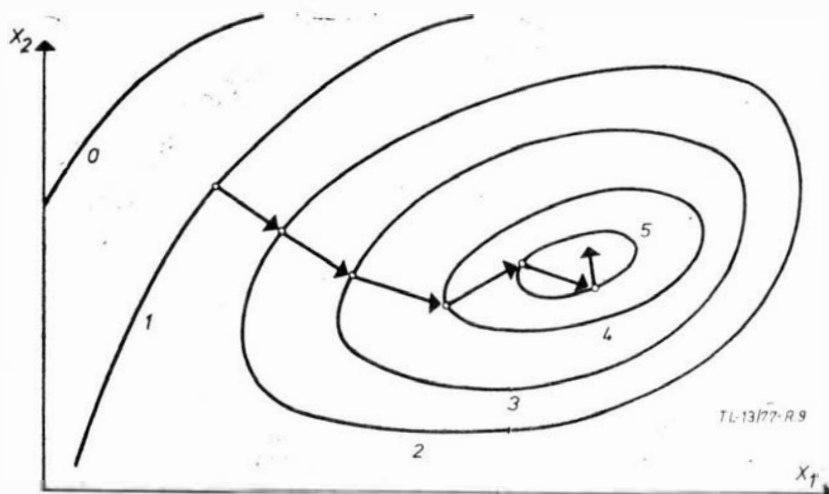
ekstremum metodą numeryczną. Na rys. 10a pokazano częsty przypadek konieczności poszukiwania ekstremum wzdłuż ograniczenia. Wstępna penetracja drugą metodą pozwala na wybór punktu startu w obszarze dopuszczalnym (A).

Rys. 10b ilustruje przypadek, gdy ograniczenie może spowodować pojawienie się dwóch różnych ekstremów lokalnych. W zależności od wyboru punktu startu można osiągnąć różne ekstrema lokalne, posługując się metodą gradientową. Na rys. 10c druga metoda zawężania obszaru losowania pozwala na wykrycie ekstremów lokalnych.

W opracowanym programie obliczeniowym koncepcyjnego projektu śmigłowca posłużono się jedną z prostszych technik, polegającą na kolejnej penetracji najbliższego otoczenia wyjściowego zbioru parametrów o zadane wielkości Δp_i i wyboru większej funkcji celu. Napotkano na trudności wynikające przede wszystkim z konieczności przemieszczania się wzdłuż ograniczenia.

Zachodziła zatem potrzeba kontrolowania obszarów otoczenia wyprowadzeniem dwuzmiennego wykresu według sposobu zaprogramowanego w kolumnie B.

Dekompozycja na problemy cząstkowe umożliwia niezależną optymalizację jednocelową wybranych zbiorów parametrów w powyższy sposób. Dotyczy to takich elementów konstruk-



Rys. 9. Typowa metoda poszukiwania rozwiązania metodą najszybszego spadku (maksymalnego gradientu)

cji, jak śmigło ogonowe czy też elementy sterowania śmigłowcem. Sprzężone ze sobą własności (np. pułap zawisu, prędkości poziome, maksymalna prędkość wznoszenia na jednym silniku) wymagają wprowadzenia jednowymiarowej skali ocen przy maksymalizacji sumy ocen tych własności. Przykłady rozkładu ocen dla pułapu, prędkości maksymalnej i własności pilotażowych podano na rys. 11.

Arbitralność dotyczy wprowadzonego przebiegu ocen. Można mieć zastrzeżenia co do ich przebiegu naszkicowanego według subiektywnego odczucia, ale konstruktor ocenia jedynie ostateczny wynik i tenże przyjmuje jako lepsze lub gorsze rozwiązanie, bez względu na sposób jego uzyskania.

Jakkolwiek automatyzacja przebiegu obliczeń jest bardzo interesująca i przyszłościowa, to jednak praktycznie konieczność ciągłej ingerencji w proces obliczeń, pracochłonność i trudność zaprogramowania wszelkiego typu ograniczeń, granic zmienności parametrów (które też często są ze sobą sprzężone) prowadzi do ograniczenia stosowalności tej metody do kilku kroków. Ogólna ocena jakości śmigłowca jest jeszcze subiektywna i należy do prowadzącego optymalizację w opar-

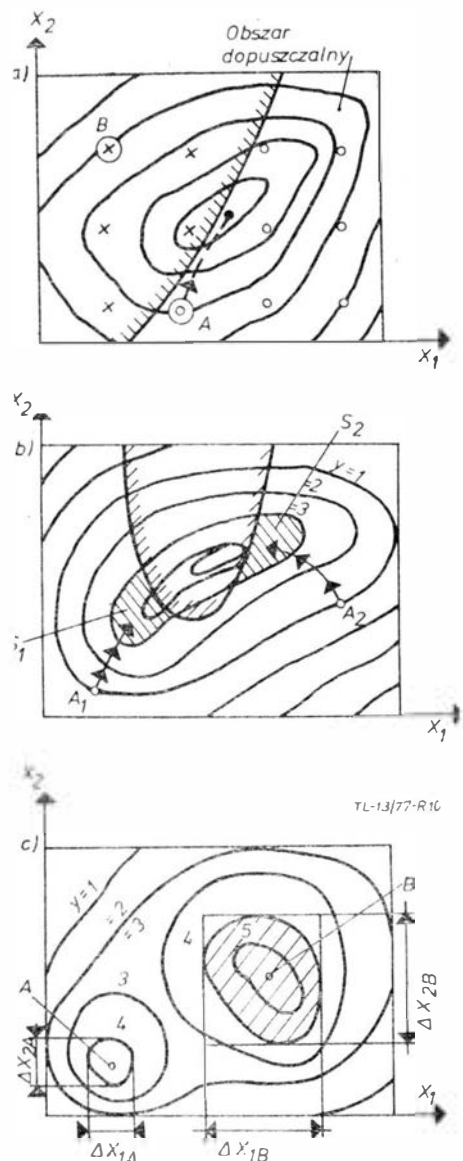
ciu o wyprowadzony zestaw własności śmigłowca, praktycznie zatem łatwiej jest operować przebiegiem kolumny D.

Optimalizacja na etapie projektu technicznego

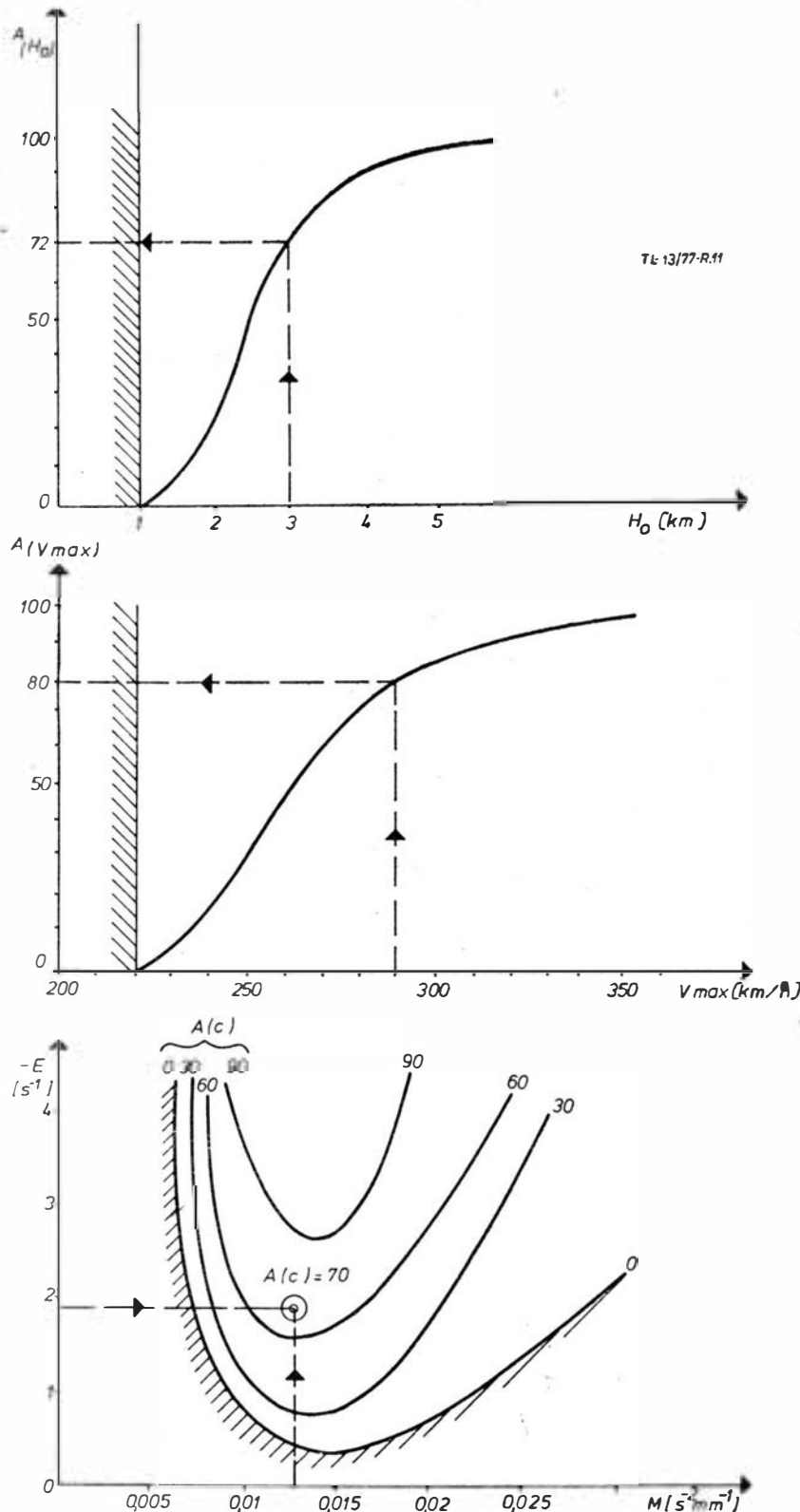
Po uprzednim ustaleniu w pierwszym przybliżeniu głównych parametrów śmigłowca (takich jak G , SCx , ωR , R , $kb_{0,7}$, $c_{0,7}$) przeprowadza się na tym etapie szczegółową optymalizację pozostałych parametrów układu, takich jak rozkłady cięciw i profili wzdłuż rozpiętości łopaty wirnika. Za-

danie wymaga posługiwania się precyzyjnym modelem matematycznym śmigłowca. Wiąże się to z obszernością programu, czasochłonnością obliczeń i koniecznością dobrej weryfikacji procedur obliczeniowych. Ma to również wpływ na strukturę przyjętego schematu optymalizacyjnego, pokazanego na rys. 12.

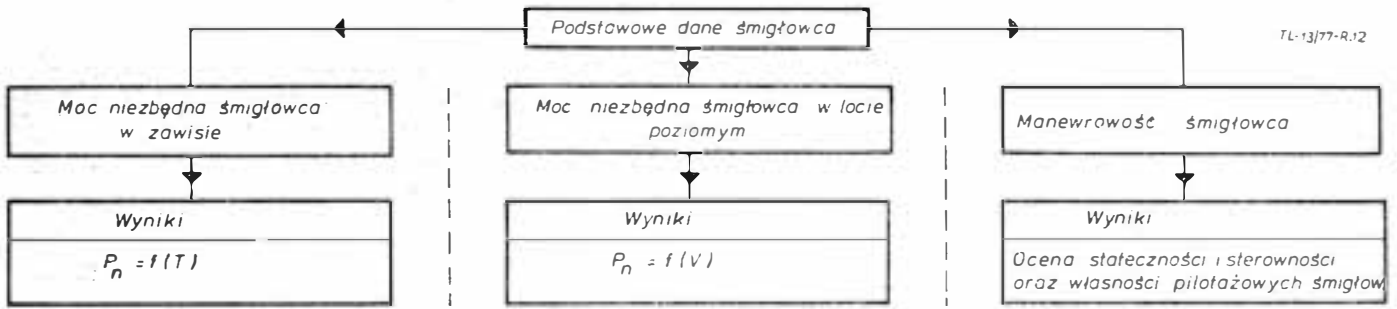
Obszerność programów obliczeniowych pozwala na zawarcie tylko jednej oceny w jednym programie. W związku z tym system optymalizacji sprowadzono do zespołu trzech niezależnych ocen będących odpowiedni-



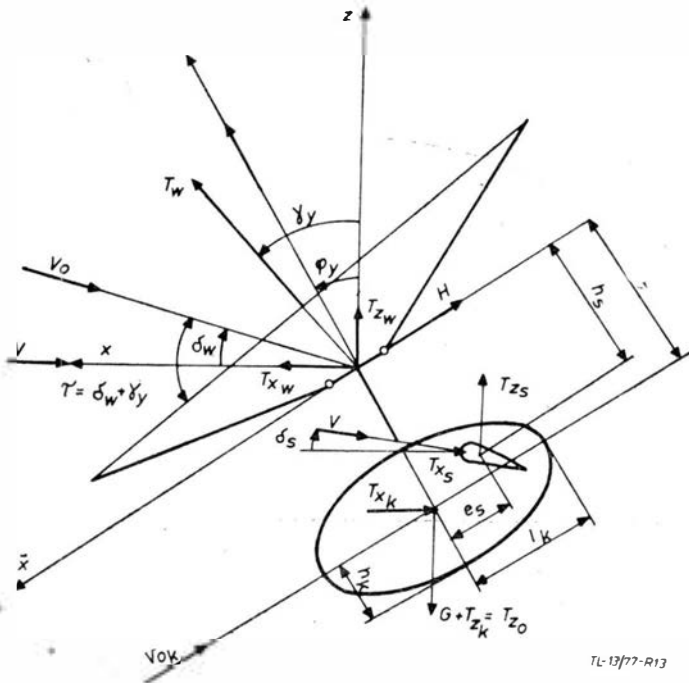
Rys. 10. Przykłady poszukiwania ekstremum (często spotykane w praktyce)



Rys. 11. Przykładowe skale ocen dla pułapu, prędkości maksymalnej i własności pilotażowych

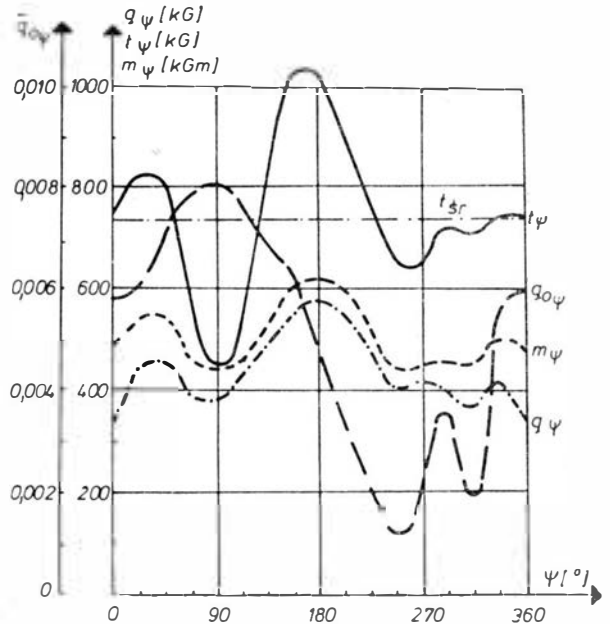


Rys. 12. Schemat procesu optymalizacji na etapie projektu technicznego śmigłowca



TL-13/77-R13

Rys. 13. Model układu śmigłowca do oceny własności w locie skośnym



TL-13/77-R14

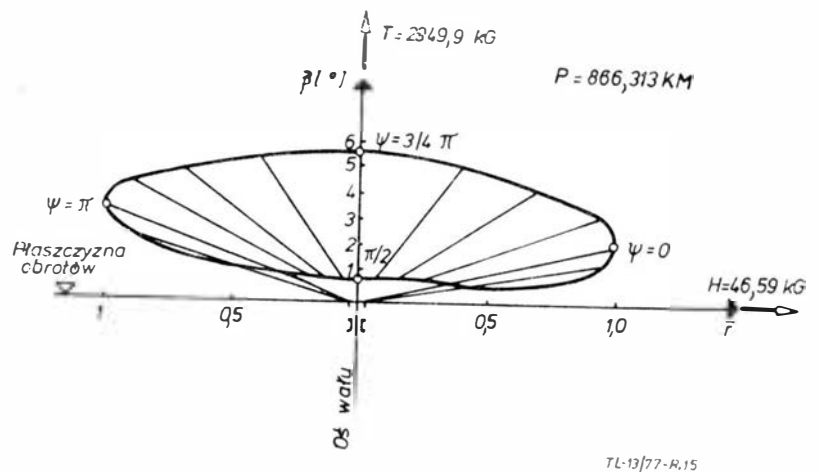
Rys. 14. Rozkłady obciążeń wzdłuż łopaty wirnika nośnego

kiem osiągow i własności pilotażowych poprzedniego etapu.

Blok oceniający własności w pionie sprowadza się do oceny mocy niezbędnej, pobieranej przez układ wirnika w zawisie. Blok oceniający własności w locie poziomym ocenia moc niezbędną dla prędkości lotu wybranej w pierwszym etapie. Blok oceniający manewrowość śmigłowca posługuje się modelem symulacji numerycznej dla zadanego manewru lub do obliczania pochodnych aerodynamicznych układu w ruchu pochylenia i przechylenia.

Model matematyczny układu wirnika do oceny rozkładu jego parametrów geometrycznych wzdłuż rozpiętości łopaty musi posługiwać się teorią elementu łopaty. Do oceny pola prędkości indukowanej może być pomocna jedynie teoria wirowa układu. W pierwszym przybliżeniu można posłużyć się uproszczoną geometrią śladów. W przypadku możliwości korzystania z komputera wysokiej klasy celowe jest uwzględnienie deformacji śladu. Należy zaznaczyć, że model ścisły układu służy również do weryfikacji modelu uproszczonego w etapie pierwszym, a także dostarcza współczynników korekcyjnych do oceny średnich kątów skosu opływu elementów śmigłowca.

Wystarcza na ogół ocena mocy niezbędnej według klasycznej teorii wirnika nośnego śmigłowca. Dla zawisu będzie to biegunowa wirnika, a dla



TL-13/77-R.15

Rys. 15. Wypadkowe obciążenia wirnika

lotu poziomego — ocena obciążeń wypadkowych wirnika dla założonego stanu lotu, obliczona metodą całkowania rozkładów obciążeń wzdłuż łopaty.

Na rysunku 13 pokazano schemat układu śmigłowca w locie skośnym, a na rys. 14 i 15 rozkłady obciążeń wzdłuż łopaty i obciążenia wypadkowe wirnika (dla prędkości lotu $\mu = 0,3$).

Dynamikę śmigłowca na kierunku pochylenia i przechylenia rozwiązuje się podobnie jak w etapie pierwszym, jedynie współczynniki równań liczy się

dokładniej metodą numeryczną. Manewrowość kierunkową, ocenioną w etapie poprzednim wg [3], zastępuje model symulacji rozwiązania krok po kroku obrotu śmigłowca wokół osi pionowej. Wynikiem tego rozwiązania jest rozkład obciążeń i parametrów ruchu śmigła ogonowego dla zadanego przebiegu impulsu sterującego.

Nie wprowadzono na tym etapie automatycznego doboru parametrów ze względu na trudności w korzystaniu z komputera wysokiej klasy. W przypadku dysponowania takimi możliwo-

Dokończenie na s. 28

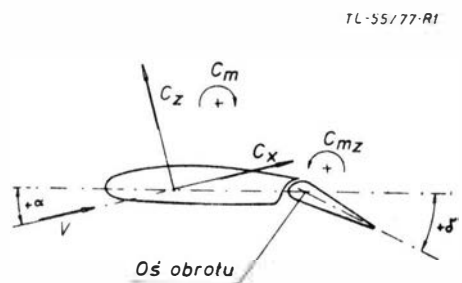
Badania momentów zawiasowych w tunelu aerodynamicznym (I)

Mgr inż. ZYGMUNT WYSOCKI
Instytut Lotnictwa

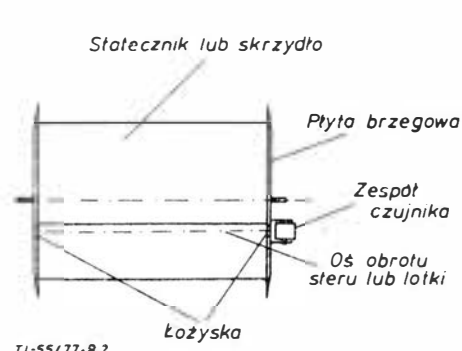
Oznaczenia:

- C_x — współczynnik siły oporu;
- C_z — współczynnik siły nośnej;
- C_m — współczynnik momentu pochylającego;
- C_{mz} — współczynnik momentu zawiasowego (odnoszony do powierzchni za osią obrotu lotki, klapy, steru i do długości cięciwy za osią obrotu);
- $Re_{ef} = WT \cdot Re$ — efektywna liczba Reynoldsa;
- WT — współczynnik turbulencji strumienia powietrza w przestrzeni pomiarowej tunelu;
- k — kompensacja osiowa [%];
- l — cięciwa;
- α — kąt natarcia [°];
- δ — kąt wychylenia lotki, klapy lub steru [°];
- q — ciśnienie dynamiczne strumienia powietrza w przestrzeni pomiarowej tunelu [kG/m²];
- V — prędkość powietrza w przestrzeni pomiarowej [m/s].

Istotnym dla konstruktora parametrem, umożliwiającym określenie sił działających na układ sterowania samolotu, jest współczynnik momentu zawiasowego (C_{mz}) lotek, sterów i klap.



Rys. 1. Przyjęty układ odniesienia



Rys. 2. Model płata do badania momentów zawiasowych z zespołem czujnika

Obliczeniowe określenie wartości C_{mz} jest, jak wiadomo, sprawą kłopotliwą. W związku z tym od szeregu już lat prowadzone są badania umożliwiające doświadczalne określenie współczynników momentów zawiasowych.

Badania są prowadzone na segmentach profili z jedną lub dwiema płytami brzegowymi, na modelach odpowiednio ukształtowanych fragmentów kadłubów (w celu zbliżenia warunków opływu na modelach usterzenia poziomego i pionowego do warunków panujących w rzeczywistości) oraz na modelach całych samolotów.

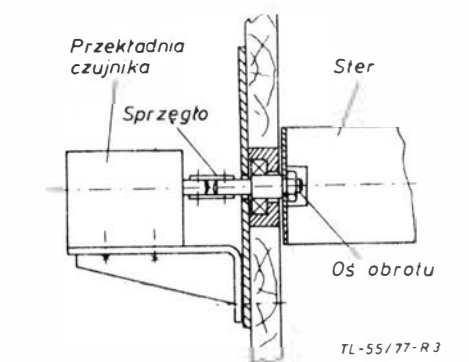
Przedstawiona metoda pomiaru z wykorzystaniem czujników indukcyjnych jest jedną z wielu metod stosowanych w praktyce laboratoryjnej.

Warunki badań

Badania prowadzone są w tunelu o obiegu zamkniętym, z otwartą przestrzenią pomiarową o średnicy \varnothing 1,5 m. Prędkość przepływu powietrza w przestrzeni pomiarowej może być zmieniana w zakresie od $V = 16$ m/s do $V = 40$ m/s. Współczynnik turbulencji strumienia powietrza wynosi $WT = 1,425$.

Praktycznie uzyskiwane liczby Reynoldsa zawierają się najczęściej (w zależności od rodzaju modelu) między $Re_{ef} \approx 6 \cdot 10^5$, a $Re_{ef} \approx 1,5 \cdot 10^6$. Prowadzenie badań przy możliwie dużych efektywnych liczbach Reynoldsa jest rezultatem dążeń do spełnienia warunków wynikających z kryterium podobieństwa opływu.

Wszystkie modele były badane przy układzie odniesienia przedstawionym na rys. 1.



Rys. 3. Schemat połączenia zespołu czujnika z badanym elementem sterowania

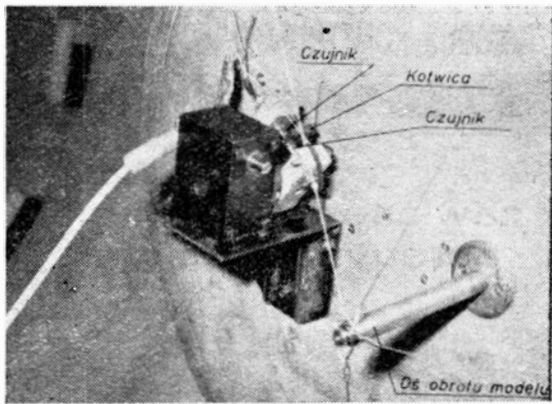
Opis metody pomiaru

W celu określenia wielkości momentów zawiasowych posłużono się czujnikami indukcyjnymi firmy Hottinger Baldwin Messtechnik.

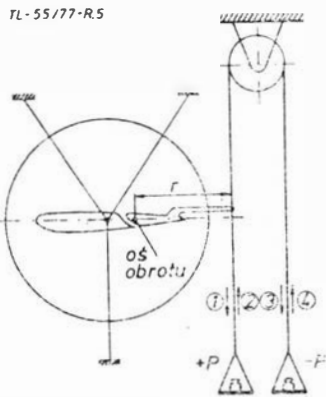
Na jednej z płyt brzegowych modelu (w przypadku badań segmentu) zamocowano zespół czujników indukcyjnych (rys. 2). Przekładnię czujnika na sztywno związano ze sterem, lotką lub klapą za pośrednictwem wałka umieszczonego w osi obrotu (rys. 3). Sztywno osadzoną na wałku kotwicę ustawiono symetrycznie pomiędzy dwoma czujnikami (rys. 4). Odkształcenia skrętne wałka, będące wynikiem działania momentu zawiasowego, powodowały zmianę wielkości szczelin po obu stronach kotwicy i tym samym zmianę indukcyjności w obwodzie, którą

TABLICA. Współrzędne profilu NACA 65,415: cięciwa $l = 300$ mm; rozpiętość $b = 500$ mm

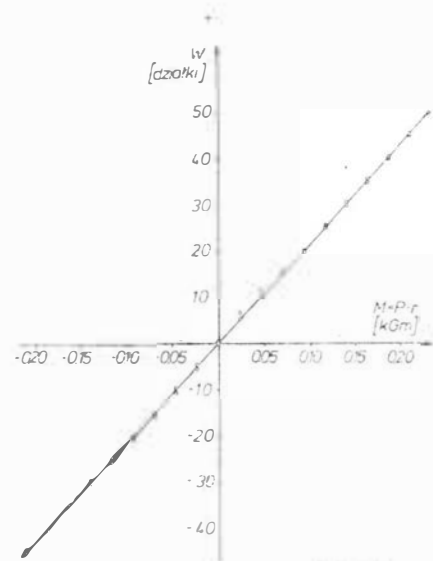
Obrys górny		Obrys dolny	
Z_g	X	Z_d	X
0	0	0	0
3,624	0,939	-3,024	2,061
4,440	1,626	-3,600	2,874
5,700	3,048	-4,416	4,452
8,040	6,693	-5,808	8,307
11,589	14,091	-7,797	15,909
14,382	21,552	-9,294	23,448
16,734	29,046	-10,530	30,954
20,526	44,091	-12,450	45,909
23,427	59,178	-13,875	60,822
25,650	74,292	-14,910	76,708
27,279	89,421	-15,615	90,578
28,365	104,562	-16,005	105,435
28,917	119,709	-16,005	120,291
28,851	134,859	-15,711	135,141
28,122	150,000	-14,896	150,000
26,730	165,129	-13,590	164,871
24,780	180,234	-11,928	179,763
22,386	195,318	-10,026	194,682
19,626	210,372	-7,962	206,628
16,596	225,393	-5,856	224,607
13,341	240,378	-3,789	239,622
9,960	255,327	-1,884	254,673
6,525	270,240	-0,324	269,760
3,174	285,120	+0,618	284,880
0	300,000	0	0



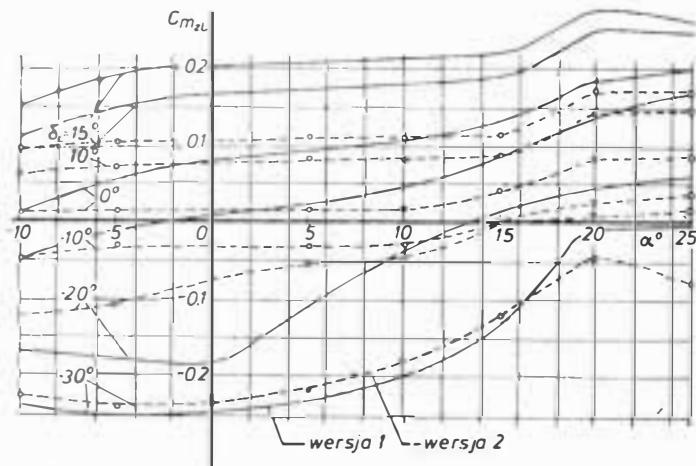
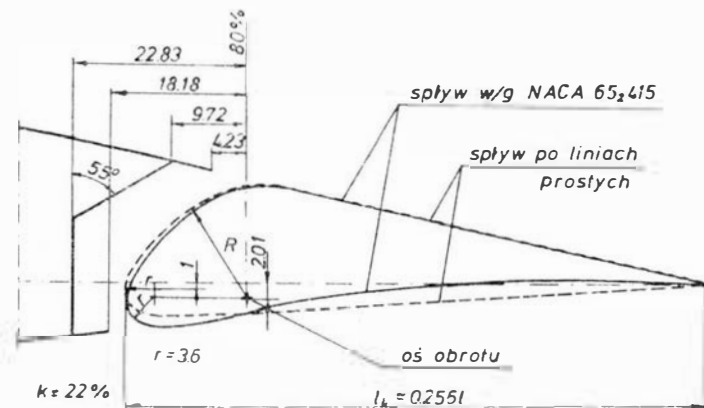
Rys. 4. Zespół czujnika



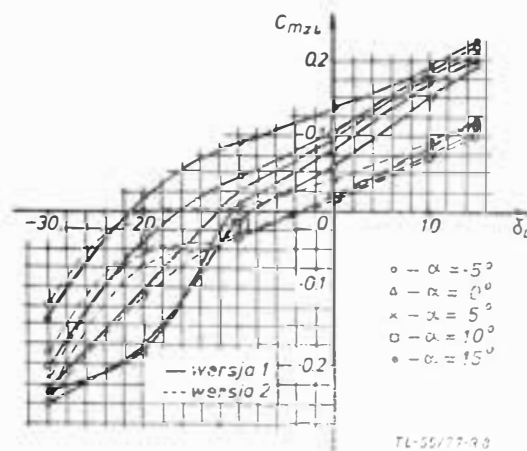
Rys. 5. Schemat cechowania



Rys. 6. Wykres zależności $W = f(M)$



Rys. 7. Wykres zależności $C_{mzL} = f(\alpha)$



Rys. 8. Wykres zależności $C_{mzL} = f(\delta_L)$

mierzone miernikiem wielkości mechanicznych (typu Hottinger).

Przed przystąpieniem do pomiarów właściwych przeprowadzono cechowanie układu pomiarowego. Schemat cechowania i jego wynik są przedstawione odpowiednio na rys. 5 i 6.

Następnie przeprowadzono pomiary przy pracującym tunelu. Dla każdego wychylenia (δ) elementu sterowania i zmienianego (w żądanym zakresie) kąta natarcia (α) modelu są odczytywane wskazania mostka W_1 . Dla każdej kombinacji kątów α i δ odczytywane są również wskazania T mostka przy wyłączonym tunelu (tzw. tarowanie). Znając wartość różnicy ($W_1 - T$) oraz korzystając z charakterystyk wielkości momentu zawiasowego M działającego na badany element czujnika (rys. 6) możemy

ment sterowania. Ponieważ znane są takie wartości, jak długość i powierzchnia odniesienia oraz ciśnienie dynamiczne, możemy obliczyć wartość współczynnika momentu zawiasowego C_{mz} .

Metoda ta — co zostało stwierdzone w toku kilkuletnich prac — pozwala określić na podstawie badań modelowych wartości współczynników momentów zawiasowych bliskich rzeczywistym.

Omówienie wyników badań

Podstawowym celem badań jest osiągnięcie możliwie najbardziej korzystnych przebiegów współczynników momentów zawiasowych, spełniających założone przez konstruktora wymagania. Cel ten jest osiągany metodą

niejednokrotnie żmudnych, czasochłonnych pomiarów szeregu różnorodnych modyfikacji badanego modelu. Równoległe z powyższymi badaniami prowadzone są prace, których celem jest określenie efektywności badanych modeli. Modyfikacje korzystnie wpływające na przebiegi C_{mz} mogą być bowiem przyczyną spadku efektywności elementów sterowania. Dlatego też większość badań ma charakter optymalizacji tak pod kątem momentów zawiasowych jak i efektywności.

Na rysunkach 7-14 są przedstawione wyniki badań profilu laminarnego NACA 65₂415 z lotką i klapą.

Rysunki 7 i 8 są ilustracją zmian w przebiegach zależności $C_{mzL} = f(\alpha)$ i $C_{mzL} = f(\delta_L)$, spowodowanych modyfikacją profilu w obszarze lotki. Współrzędne profilu wyjściowego przytoczono w tabl. Jak widać na rys. 7, modyfikacja lotki powoduje dość znaczne zmniejszenie wartości C_{mzL} , przy czym pochodna $dC_{mzL}/d\alpha$ jest bliska lub równa zero w użytkowym zakresie kątów natarcia dla obu wersji lotki. Nierregularne przebiegi $C_{mzL} = f(\alpha)$ przy kątach $\delta_L = -20^\circ$ i -30° można wytłumaczyć tym, że dla tak dużych wychyleń noski lotek wychodzą poza profil. Modyfikacja lotki wpływa na zmniejszenie wartości pochodnej $dC_{mzL}/d\delta_L$ w zakresie kątów $\delta_L = -15^\circ$ (rys. 8).

WYTRZYMAŁOŚĆ KONSTRUKCJI

- 1 — obciążenie skupione
- 2 — obciążenie rozłożone
- 3 — siła
- 4 — moment
- 5 — rozciąganie
- 6 — ściskanie
- 7 — zgniot (nacisk)
- 8 — ścinanie
- 9 — skręcanie
- 10 — zginanie
- 11 — pręt (stójka)
- 12 — przekrój
- 13 — belka (dźwigar)
- 14 — moment bezwładności (m.b. względem osi)
- 15 — biegunowy m.b.
- 16 — moment odśrodkowy
- 17 — ramię bezwładności (promień b.)
- 18 — wskaźnik wytrzymałości
- 19 — podpora
- 20 — zamocowanie (utwierdzenie)
- 21 — sztywność
- 22 — kratownica (krata)
- 23 — rama
- 24 — płyta (plytka)
- 25 — ścianka
- 26 — powłoka
- 27 — keson
- 28 — pas
- 29 — żebro
- 30 — wręga
- 31 — naprężenia (n. normalne)
- 32 — naprężenia styczne (n. tnące)
- 33 — granica sprężystości
- 34 — granica wytrzymałości (wytrzymałość doraźna)
- 35 — wytrzymałość zmęczeniowa
- 36 — uderność
- 37 — twardość
- 38 — odkształcenie
- 39 — wydłużenie względne
- 40 — moduł Younga (m. sprężystości podłużnej)
- 41 — kąt odkształcenia postaciowego
- 42 — moduł sprężystości poprzecznej
- 43 — ugięcie
- 44 — stateczność
- 45 — wyboczenie
- 46 — lokalna utrata stateczności (wyboczenie lokalne)
- 47 — obciążenie dopuszczalne
- 48 — obciążenie niszczące
- 49 — naprężenia styczne przy skręcaniu
- 50 — statycznie niewyznaczalny

M.S.

RESISTANCE DE LA CONSTRUCTION

- 1 — la charge concentrée
- 2 — la ch. répartie
- 3 — la force
- 4 — le moment
- 5 — la traction
- 6 — la compression
- 7 — le écrasement, le raidissement (pression)
- 8 — le cisaillement
- 9 — la torsion
- 10 — la flexion
- 11 — la barre, la tige (la entretoise, le montant, le mât)
- 12 — la section
- 13 — la poutre (le longeron)
- 14 — le moment d'inertie
- 15 — le moment d'inertie polaire
- 16 — le moment centrifuge
- 17 — le rayon de giration
- 18 — le moment résistant, couple de reaction
- 19 — le appui
- 20 — la fixation, la atache
- 21 — le rigidité, le raideur
- 22 — le treillis, la poutre-trellis
- 23 — le cadre
- 24 — le plaque, le panneau
- 25 — la âme (de longeron), la paroi
- 26 — le revêtement
- 27 — le caisson
- 28 — la semelle (de longeron), la membrure
- 29 — la nervure
- 30 — le couple, le cadre
- 31 — la contrainte normale, la tension normale
- 32 — la c. de cisaillement, la c. tangentielle
- 33 — la limite d'elasticite
- 34 — la limite de rupture, la résistance limite
- 35 — la limite d'endurance, la résistance à la fatigue
- 36 — la résilience, la résistance au chocs, la r. vive de repture
- 37 — la dureté
- 38 — la deformation
- 39 — le allongement unitaire
- 40 — le module d'Young, le m. de traction, le m. d'elasticité longitudinale
- 41 — le glissement relatif
- 42 — le module de cisaillement, le m. d'elasticité transversale
- 43 — la flexion
- 44 — la stabilité
- 45 — le flambage, le flambement
- 46 — la perte locale de stabilité
- 47 — la charge limitée
- 48 — la ch. extrême
- 49 — le flux de cisaillement
- 50 — hyperstatique

M.S.

OBCIĄŻENIA. OGRANICZENIA

- 1 — przepisy zdolności sprężtu lotniczego
- 2 — obciążenia zewnętrzne
- 3 — o. masowe
- 4 — przypadek obciążenia
- 5 — struktura podstawowa
- 6 — obciążenia przy manewrach w locie
- 7 — manewrowe współczynniki obciążeń
- 8 — samolot nieakrobacyjny
- 9 — s. półakrobacyjny
- 10 — s. akrobacyjny
- 11 — obwiednia obciążeń przy manewrach, krzywa wyrwania
- 12 — manewr w płaszczyźnie pionowej
- 13 — przeciągnięcie dodatnie
- 14 — przeciągnięcie ujemne
- 15 — prędkości obliczeniowe
- 16 — obliczeniowa prędkość ewolucyjna
- 17 — o. p. przelotowa
- 18 — o. p. nurkowania
- 19 — rozkład obciążenia
- 20 — r. o. wzdłuż ciężwy
- 21 — r. o. wzdłuż rozpiętości
- 22 — obciążenia od oporu aerodynamicznego
- 23 — o. od podmuchów
- 24 — pionowe o. od p.
- 25 — boczne o. od p.
- 26 — współczynnik złagodzenia p.
- 27 — obciążenia od silnika i śmigła
- 28 — ciąg do przodu
- 29 — ciągu do tyłu
- 30 — moment do silnika
- 31 — momenty giroskopowe, wpływ giroskopowy
- 32 — przypadek korkociągu
- 33 — obciążenia układu sterowania
- 34 — maksymalny wysiłek pilota
- 35 — moment zawiasowy
- 36 — obciążenia na ziemi
- 37 — obliczeniowy ciężar startowy
- 38 — o. ciężar do lądowania
- 39 — prędkość opadania
- 40 — pochłanianie energii
- 41 — reakcje pionowe
- 42 — reakcje boczne
- 43 — lądowanie z dużym tarciem
- 44 — l. na dwa punkty
- 45 — l. na trzy punkty
- 46 — l. na jedno koło
- 47 — znoszenie boczne
- 48 — kołowanie z hamowaniem
- 49 — moment hamowania
- 50 — reakcja statyczna
- 51 — kołowanie do tyłu
- 52 — k. i start
- 53 — k. z wiatrem
- 54 — podmuchy na ziemi
- 55 — przeszkoda na ziemi
- 56 — warunki przymusowego lądowania
- 57 — lądowanie z rozbiciem
- 58 — kapotaż
- 59 — ograniczenia operacyjne
- 60 — o. prędkości
- 61 — prędkość maksymalnie dopuszczalna
- 62 — dopuszczalna p. operacyjna
- 63 — p. przy wychylonych klapach
- 64 — p. uruchomienia podwozia
- 65 — minimalna prędkość sterowania w swobodnym powietrzu
- 66 — maksymalny ciężar startowy
- 67 — m. c. do lądowania
- 68 — m. c. przy zerowym pałowie
- 69 — zakres wędrowki środka ciężkości

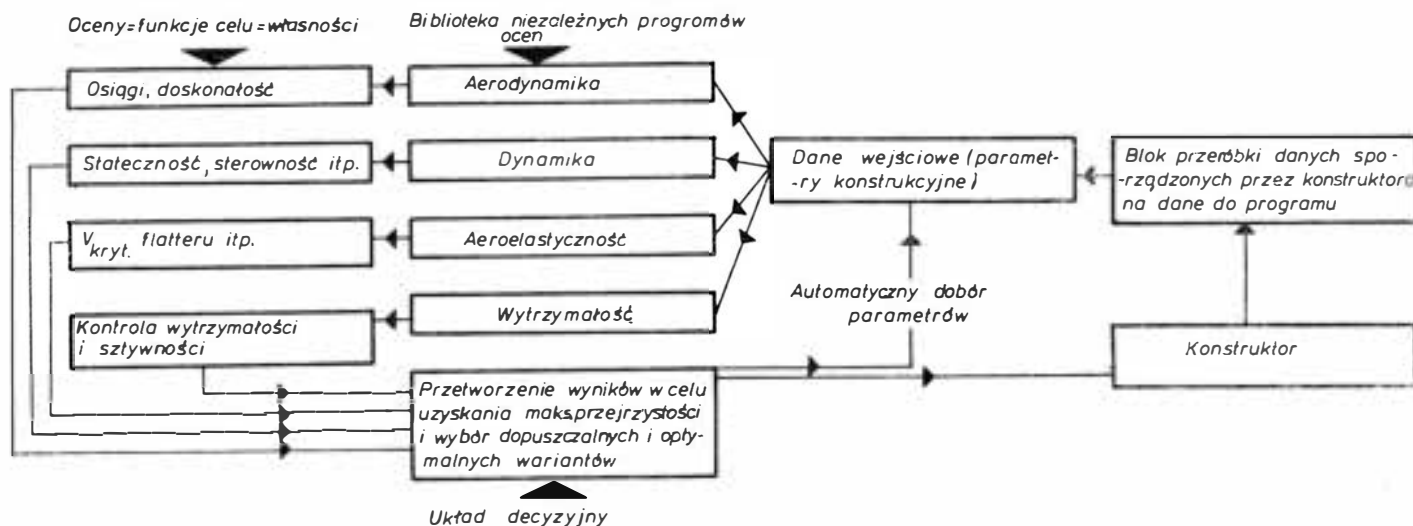
K.D.

CHARGES ET RESTRICTIONS

- 1 — le reglement de la navigabilité des aeronefs
- 2 — la charge extérieure
- 3 — la force d'inertie, la charge de masse
- 4 — le cas de charge
- 5 — la structure primaire
- 6 — les charges de manoeuvre en vol
- 7 — les facteurs de charges du manoeuvre
- 8 — le avion normal, l'avion nonacrobatie
- 9 — le avion semiacrobatie
- 10 — le avion d'acrobatie
- 11 — le domaine de manoeuvre, la enveloppe limite de manoeuvre
- 12 — la manoeuvre verticale
- 13 — la décrochage positive
- 14 — la d. negative
- 15 — les vitesses de calcul
- 16 — la vitesse de calcul en manoeuvre (V_A)
- 17 — la v. d. e. c. en croisière (V_C)
- 18 — la v. de c. en piqué (V_D)
- 19 — la répartition de la charge
- 20 — la répartition sur la corde
- 21 — la répartition sur la envergure
- 22 — la charge de résistance (frontale) aerodynamique
- 23 — les charges de rafale
- 24 — la ch. de r. vertical
- 25 — la ch. de r. lateral
- 26 — le coefficient de rafale
- 27 — les charges de groupe (moto-) propulseur
- 28 — la pousse vers l'avant
- 29 — la pousse vers l'arrière
- 30 — le couple moteur
- 31 — le effet gyroscopique
- 32 — le cas de vrille
- 33 — la charge sur la système de commande
- 34 — le effort maximal du pilote
- 35 — le moment de charnière
- 36 — la charge du sol
- 37 — la charge de calcul de décollage
- 38 — la charge de calcul d'atterrissage
- 39 — la vitesse de descente
- 40 — la absorption d'énergie
- 41 — les reactions verticales
- 42 — les r. laterales (transversales)
- 43 — le atterrissage trainée
- 44 — le atterrissage à 2 points
- 45 — le atterrissage à 3 points
- 46 — le a. sur une roue
- 47 — le a. en glissade contre le vent, le a. par vent de côté
- 48 — le roulement freiné
- 49 — le moment de freinage
- 50 — la reaction statique
- 51 — le roulement vers l'arrière
- 52 — le r. et décollage
- 53 — le r. en direction du vent
- 54 — les rafales sur la sol
- 55 — le obstacle du terrain, le o. au sol
- 56 — les conditions d'atterrissage forcé
- 57 — le atterrissage en rupture
- 58 — le capotage
- 59 — la restriction d'emploi
- 60 — la limitation de vitesse
- 61 — la vitesse à ne jamais dépasser (V_{NE})
- 62 — la vitesse croisière maximale en égard à la résistance structurale (V_{NO})
- 63 — la vitesse maximale avec hypersustentateurs sortis (V_{FE})
- 64 — la v. max avec train d'atterrissage sorti (V_{LE})
- 65 — la v. minimale de contrôle avec le moteur critique hors de fonctionnement (V_{MC})
- 66 — la masse maximale au décollage
- 67 — la m. m. à l'atterrissage
- 68 — la m. m. sans l'essence
- 69 — la étendue (la gamme) de déplacement du centre de gravité

M.S.

WCT/39/K 77



Rys. 16. Szkic systemu optymalnego projektowania konstrukcji lotniczych przy wykorzystaniu eto

ściami, algorytm automatycznego doboru parametrów może być identyczny jak w kolumnie E etapu pierwszego.

System optymalnego projektowania konstrukcji lotniczych

Proponuje się utworzenie systemu optymalnego projektowania konstrukcji lotniczych z wykorzystaniem elektronicznej techniki obliczeniowej. Szkic procesu optymalizacji podano w poprzednich rozdziałach. Rozbudowa schematu podanego poprzednio na różne skale ocen nie sprawia trudności, gdyż układ decyzyjny pozostaje bez zmian.

Zasada budowy takiego systemu polega na zebraniu i opracowaniu programów obliczeniowych dla różnych ocen projektowanej konstrukcji, takich jak: geometria, aerodynamika, struktura, wytrzymałość, aeroelastyczność, dynamika, ekonomika itp. Każdy z tych programów stanowi niezależny blok korzystający ze wspólnego banku danych i dający w wyniku przeprowadzonych obliczeń własności (oceny) projektu.

Korzyści z opracowania takiego systemu:

- duża głębia analizy i kompleksowość oceny projektu; wyklucza to możliwość popełnienia dużego błędu i znacznie zmniejsza prawdopodobieństwo wykonania konstrukcji na poziomie dostatecznym (zaledwie spełniającej warunki techniczne);
- duże możliwości poprawy jakości konstrukcji już na etapie projektowania;
- łatwość rzetelnej analizy rozwoju konstrukcji;
- swoboda i łatwość prowadzenia prac projektowych i duże przyspieszenie procesu projektowania.

Warunki niezbędne:
 — wysokiej klasy komputer (lub końcówka) łatwo dostępny dla konstruktora (w zakładzie projektowym);
 — opracowanie i zweryfikowanie programów obliczeniowych pod kątem zastosowania ich we wspólnej bibliotece programów.

Sposób wprowadzania systemu do praktyki

- 1 etap. Ze względu na niezależność ocen można stopniowo kompletować bibliotekę programów i rozszerzać dodając nowe bloki ocen.
- 2 etap. Połączyć bloki we wspólny system i opracować przeróbkę i selekcję informacji wyjściowych w celu zwiększenia przejrzystości wyników (uwaga na nadmiar informacji).
- 3 etap. Wprowadzać częściową automatyzację doboru parametrów, aby odciążać konstruktora od podejmowania decyzji na każdym kroku optymalizacji.

LITERATURA

1. W. Z. STĘPNIEWSKI, C. F. KALBACH Jr.: Multivariable Search and Its Application to Aircraft Design Optimization. *Aeronautical Journal of the Royal Aeronautical Society* 1970 nr 5.
2. C. R. GLATT, D. S. HAGUE: ODIN: Optimal Design Integration System. NASA CR-2492 1975 nr 2.
3. R. R. LYNN, F. D. ROBINSON, N. N. BATRA, J. M. DUHON: Tail Retor Design. Part I: Aerodynamics. *Journal of the American Helicopter Society* 1970 nr 10.

OZNACZENIA

- R [m] — promień,
- ω [s⁻¹] — prędkość kątowna wirnika,
- k — liczba łopat,
- b_{0,1} [m] — cięciwa łopaty na odległości 0,7 R od osi wirnika,
- I_{pp} [kGms²] — moment bezwładności łopaty względem przegubu poziomego,

- SC α_0 [m²] — opór szkodliwy śmigłowca dla zerowego pochylenia kadłuba,
- l₀ [m] — odległość przegubu poziomego od osi obrotu wirnika,
- h [m] — wysokość piasty nad środkiem ciężkości śmigłowca,
- l₁ [mm] — maksymalna amplituda wychyleń podłużnych drążka sterowego,
- θ [grad] — maksymalna amplituda wychyleń podłużnych tarczy sterującej skokiem cyklicznym,
- f — współczynnik odciążenia wirnika przez skrzydło,
- S [m²] — powierzchnia skrzydła,
- G [kG] — ciężar śmigłowca w locie,
- I [kGms²] — moment bezwładności śmigłowca względem osi y (pochylenie),
- p_r [KM] — moc rozporządzalna silnika zmniejszona o straty na wirnik ogonowy, straty w przekładni itp. oceniane współczynnikiem wykorzystania mocy,
- H [km] — rozpatrywana wysokość lotu śmigłowca,
- ω_0 [m/s] — prędkość lotu pionowego bez wpływu ziemi,
- V_m [km/h] — maksymalna prędkość lotu poziomego przy zadanej mocy silnika,
- H₁ [km] — krytyczna wysokość górnej granicy oderwania strug w zawisie,
- H₂ [km] — krytyczna wysokość dolnej granicy oderwania strug w zawisie,
- H₃ [km] — krytyczna wysokość górnej granicy oderwania strug przy prędkości lotu V = V_m,
- H₄ [km] — krytyczna wysokość dolnej granicy oderwania strug przy prędkości lotu V = V_m,
- E [s⁻¹] — tłumienie na kierunku pochylenia śmigłowca w locie dla V = V_m,
- M [s⁻¹mm⁻¹] — czułość sterowania przy wychyleniu drążka o 1 mm dla kierunku pochylenia śmigłowca V = V_m.

Uprzejmie przypominamy, że od 1 stycznia 1978 r. obowiązuje nowa cena „Techniki Lotniczej i Astronautycznej”: 20 zł

Nowa generacja wysokościomierzy barometrycznych

Klasyfikacja i funkcje wysokościomierzy barometrycznych. Kierunki nowych rozwiązań technicznych oferowanych przez producentów. Opis konstrukcji i charakterystyka wysokościomierzy kodujących i elektronicznych.

Przyrząd o tradycyjnej nazwie *wysokościomierz barometryczny* ma różnorodną funkcję, niekiedy ograniczoną do wskazań wysokości na tablicy pokładowej.

W zależności od stopnia rozbudowania podyktowanego ich przeznaczeniem, funkcje te mogą obejmować dostarczanie informacji wysokości barometrycznej i ciśnienia barometrycznego do:

- pokładowych komputerów lub systemów w celu automatycznej stabilizacji (autopilotów), nawigacji pionowej, nawigacji powierzchniowej, sterowania dyspozycyjnego;

- systemów automatycznego alarmowania odchylen od zadanego przedziału wysokości;

- systemów kodujących, automatycznie przesyłających informacje wysokości do zautomatyzowanych stacji naziemnej kontroli ruchu lotniczego.

Wśród różnorodnych rozwiązań technicznych wysokościomierzy można wyodrębnić wyraźne kierunki nowej inicjatywy producentów. Z jednej strony spadek popytu na typowe już i niekosztowne wysokościomierze ko-

dujące (zabudowane prawie na każdym statku amerykańskim eksploatowanym w systemach ATC) znajduje odpowiedź producentów w propozycji jeszcze tańszych, tzw. ślepych wysokościomierzy kodujących (odległościowe barometryczne przetworniki cyfrowe wyposażone w zespoły kodujące). Kontrpropozycją dla tych rozwiązań jest integracja pokładowego wskaźnika wysokości barometrycznej z układami do przekazywania sygnałów wyjściowych wysokości, układów kodujących, alarmujących, a nawet układów wyliczających, stosowanych do przetwarzania informacji (wyliczanie parametrów z zakresu danych aerodynamicznych).

Uproszczonej klasyfikację bieżących konstrukcji tego typu przyrządów i systemów odzwierciedlają przedstawione w tabl. 1 warianty rozwiązań kompletnych przyrządów, stosowanych metod intrykacyjnych i metod kodowania oraz warianty układów wyposażenia specjalnego. Symbole podane w rubryce *Typ układu wskazań* oznaczają przyjęte w literaturze zachodniej skróty określeń klasyfikacyjnych, odnoszących się do prezentacji wysokości (nie dotyczą wskazań ciśnienia barometrycznego). Określenie *wskazania cyfrowe* oznacza układ świetlnych cyfrowych wskazań elektronicznych.

Różnorodność obecnie stosowanych rozwiązań wysokościomierzy ma swo-

je odbicie w zestawieniu oferowanych w handlu konstrukcji amerykańskich z roku 1976 [6]. Podane w tabl. 1 czynniki klasyfikacyjne są w tym zestawieniu wyrażone zróżnicowaniem cen handlowych wysokościomierzy, sięgającym piętnastokrotnej rozpiętości w odniesieniu do ceny minimalnej (600÷9500 \$).

Z punktu widzenia użytkownika cena wysokościomierza podyktowana jest charakterystyką samolotu, wymaganą dokładnością pomiaru wysokości oraz niezbędnymi cechami i funkcjami wysokościomierza (innymi niż prezentacja wysokości w kabinie). W celu osiągnięcia odpowiedniego kompromisu pomiędzy ceną przyrządu, jego charakterystykami i funkcjami, użytkownik powinien mieć na uwadze następujące czynniki:

- Większość producentów wysokościomierzy deklaruje zgodność przyrządów z wymaganiami normy TSO-C10b, a w przypadku wysokościomierzy kodujących — również z wymaganiami normy TSO-C88. Liczne konstrukcje wysokościomierzy droższych przewyższają jednak znormalizowane wymagania minimalne i w przypadkach, gdy użytkownikowi zależy na wysokiej dokładności pomiarowej, powinien on porównać tolerancje gwarantowane przez wykonawcę z odpowiednimi normami.

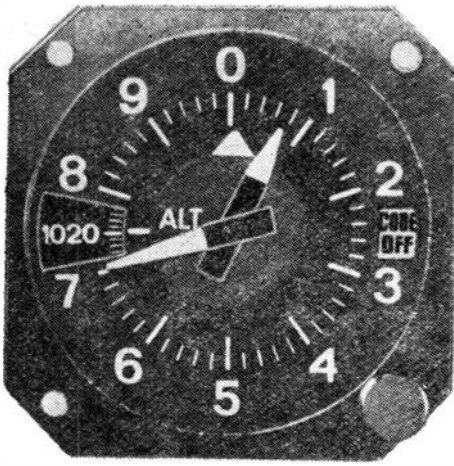
- Organa nadzoru, linie lotnicze, lotnicze siły zbrojne oraz sami producenci przyznają, że wskazania typu *P-dial* (rys. 3) lub *CDP* (rys. 2) są zdecydowanie łatwiejsze do odczytania niż wskazania z trzema wskaźnikami 3P (rys. 1), a zaleta ta ma swoje odbicie w wyraźnej zwiększonej cenie przyrządu. Wynika to z dodatkowego kosztu wykonania mechanizmu licznika (w stosunku do mechanizmów 3-wskazówkowych wzrost kosztów o około 100 \$) i z konieczności podwyższenia precyzji mechanizmu wysokościomierza, niezbędnej do osiągnięcia zadowalająco małych oporów tarcia w układzie przekazywania ruchu z membrany na liczniki lub tarczę.

- W przypadku statków o osiągnięciach średnich i wysokich dobór wysokościomierza wiąże się z rozwiązaniem kompleksowych systemów wyposażenia, wykorzystujących wyjścia sygnałów mierzonej wysokości (np. dla automatycznego pilota lub systemu nawigacji pionowej), wyjścia sygnałów alarmujących odchylenia od zadanej wysokości itp.

- Dla statków latających o osiągnięciach niskich wystarczający może być wysokościomierz 3-wskazówkowy (zwykle lub kodujący), w cenie rzędu 600÷1500 \$. Stosowanie prezentacji cyfrowej staje się przymusem na niektórych statkach o osiągnięciach średnich i wysokich, szczególnie w lotach IFR oraz w regularnych lotach na wysokościach powyżej 10 000 stóp, jeśli statek jest wyposażony w silnik z doładowaniem.

TABLICA 1. Klasyfikacja

Przedmiot klasyfikacji	Symbol klasyfikacyjny	Warianty klasyfikacyjne
Typ wysokościomierza	A B C D	— wysokościomierze mechaniczne — serwowysokościomierze — wysokościomierze elektroniczne — odległościowe barometryczne przetworniki kodujące, dzielące się na: montowane zdalnie, montowane na tablicy, lub sprzężone z typowym wysokościomierzem mechanicznym (wspólnie zabudowane na tablicy)
Typ układu wskazań	3P DP CDP CP P-dial cyfrowe	— (Three-Pointer) — trzy wskaźniki — (Drum-Pointer) — bęben — wskaźnika — (Counter-Drum-Pointer) — Licznik — bęben — wskaźnika — (Counter-Pointer) — Licznik — wskaźnika — (Pointer-dial) — Wskaźnika — okienko z prezentacją cyfrową na tarczy — wskazania świetlne
Typ przetwornika kodującego	O M K E	— optyczny — mechaniczny — kontaktowy — elektryczny
Rodzaje stosowanego wyposażenia dodatkowego	1° 2° 3° 4° 5° 6° 7° 8°	— nadajnik sygnałów wyjściowych mierzonej wysokości — układ dostarczający sygnały wyjściowe wysokości alarmowej — układ wyliczający, dostarczający sygnały wyjściowe odpowiednich parametrów dla VNAV — obwód kontroli stanów niesprawności — układ korekcji błędów pomiaru ciśnienia statycznego (i całkowitego) — układ wskazań wysokości radiowej — pokładowy cyfrowy wskaźnik sygnałów wysokości kodowanej — układ automatycznej korekcji wysokości względnej (wysokości na poziomie lotniska)

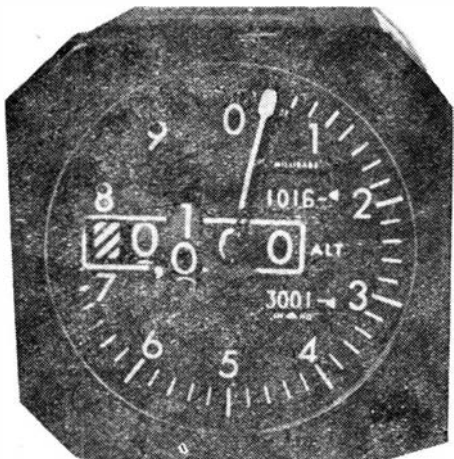


Rys. 1. Klasyyczny wysokościomierz 3 wskaźkowy (3P)

Układy wskazujące [3, 4, 5, 9]

Pomimo coraz to nowszych udoskończeń i zmian wnoszonych do metod prezentacji, czytelność wskazań wysokościomierzy barometrycznych jest nadal zagadnieniem dyskusyjnym. Przyczyną szeregu obiekcji jest potencjalna możliwość błędnej interpretacji wskazań, prowadząca niejednokrotnie do wypadków lotniczych.

Spójrzmy na trzy popularne obecnie typy układów wskazujących przedstawionych na rys. 1, 2 i 3. W odniesieniu do układu 3-wskaźkowego 3P (rys. 1) zasadniczym mankamentem potwierdzonym licznymi badaniami ergonomicznymi jest możliwość łatwej pomyłki odczytu na wysokości 10 000 stóp. Układy CDP (rys. 2) i P-dial (rys. 3) eliminują wprawdzie problem niejednoznacznej interpretacji na wysokości 10 000 stóp, ale z przeprowadzonych badań w locie i prób laboratoryjnych wynika, że błędy odczytu popełniało od czasu do czasu 30÷50% obserwatorów, przy czym występowały one szczególnie na wysokościach odpowiadających wielokrotności 1000 stóp. Zgodnie z komentarzami, przyczyną tych pomyłek jest wskazówka. Stwierdzono, że obserwatorzy patrząc na wysokościomierz nie za każdym razem koncentrują swą uwagę na licznik lub okienko w tarczy. Reakcje podobne charakteryzują również pilota zaabsorbowanego przeważnie innymi sprawami i z reguły nie zwracającego szczególnej uwagi



Rys. 2. Wysokościomierz z układem wskaźkowym typu Licznik z bębniem — wskazówka (CDP)

na wskazania cyfrowe, uzupełniające odczyt według wskazówki.

W odniesieniu do układu wskaźków typu P-dial dodatkowym źródłem błędnych odczytów jest sposób prezentacji wartości rosnących (malejących) w okienku [4]. Wskazówka — jak wiadomo — dostarcza informacji w zakresie setek stóp (np. cyfra 4 na skali tarczy oznacza 400 stóp) i piątych części tego zakresu (odstęp pomiędzy kreskami podziałki oznacza 20 stóp). Cyfry w okienku po lewej stronie tarczy wyrażają natomiast tysiące stóp. Odczyt w zasadzie jest prosty, jeśli cyfry w okienku wskazują dokładnie wielokrotności wysokości 1000 stóp. Wątpliwości pojawiają się natomiast w położeniach pośrednich, np. na wysokości 7800 stóp. W położeniu tym usytuowanie indeksu odniesienia powyżej cyfry 8 może sugerować wysokość większą niż 8000 stóp, pomimo, że nad cyfrą 8 widoczna będzie w okienku cyfra 7. Błędem ergonomicznym tego typu rozwiązania jest zatem odwrócenie naturalnych zasad interpretacyjnych.

Pod wieloma względami optymistycznie zapowiadają się ostatnio rozpowszechnione nowe układy wskaźków świetlnych stosowane w wysokościomierzach elektronicznych, jakkolwiek wskazówka (w tym przypadku świetlna) pozostawia tu problem podobny.

Szereg początkowo sceptycznych uwag co do efektywności nietypowej prezentacji za pomocą wskazówki świetlnej zastępują ostatnio w prasie lotniczej zapowiedzi, że ten typ wskazań — reprezentowany na przykładzie wysokościomierza elektronicznego firmy Hamilton St. (rys. 5) — może pod kilkoma względami przewyższać układ wskazań CDP, uważany w prezentacji elektromechanicznej za najbardziej czytelny.

Charakterystyczną cechą konstrukcji przyrządu firmy Hamilton Standard jest pełna elektronizacja zarówno układu pomiarowego jak i układu wskazującego, określona nowym pojęciem tzw. konstrukcji stało-stanowej (solid-state), oznaczającym brak części ruchomych. W ścisłym rozumieniu przyrząd tego typu ma ruchome jedynie pokrętła i przyciski, niezbędne do:

- regulacji zaciemniania i kontrastowości wskazań świetlnych,
- nastawy ciśnienia barometrycznego,
- kontroli sprawnej pracy świetlnej wskazówki (naciśnięcie przycisku powoduje obrót wskazówki świetlnej, przy czym na wysokościach odpowiadających przyrostom o 20 stóp wskazówka zatrzymuje się na czas 3/10 s; zwolnienie przycisku powoduje, że wskazówka pojawia się ponownie na miejscu odpowiadającym bieżącej wysokości).

Cyfrowa prezentacja odnosi się w tym rozwiązaniu do wartości najbliższej wysokości 100 stóp, natomiast wskazówka świetlna pokazuje wysokości co 20 stóp. Na tarczy przyrządu przedstawionego na rys. 5 wysokością wskazywaną cyfrowo jest 600 stóp. Widoczna na rysunku świecąca kreska imitująca wskazówkę (pomiędzy cyframi 6 i 7) jest jedną z 50 podobnych kresiek, stanowiących układ wskazań, w którym kolejna iluminacja tych kresiek daje złudzenie wskazówki mechanicznej, obracającej się wokół osi tarczy.

W porównaniu do wysokościomierza z typowym układem wskazań mechanicznych lub elektromechanicznych, wskazówka świetlna (wg komentarzy z badań w locie [3]) ma wyraźnie lepsze cechy percepcyjne. Pilot samolotu wyposażonego w wysokościomierz ze wskazówką mechaniczną może np. w locie poziomym zejść z wysokości o kilkaset stóp zanim zauważy i skoryguje tę zmianę, podczas gdy na tarczy wysokościomierza ze wskazówką świetlną zmienia wysokość jest zauważana natychmiast. Tłumaczone to jest tym, że zdolność percepcyjna odniesiona w peryferyjnym zasięgu wzroku do skokowych zmian położenia światła jest zdecydowanie lepsza niż w odniesieniu do płynnych zmian położenia wskazówki typowej. Zaletą prezentowanych na rysunku wskaźków świetlnych jest również skokowa prezentacja przyrostów wysokości (co 20 stóp), wykluczająca przypadki ustawienia wskazówki pomiędzy punktami skali. Wg oceny obserwatorów prowadzących badania, zapewnia to łatwość i jednoznaczność interpretacji wskazań.

Istotnym mankamentem elektronicznej prezentacji świetlnej jest absorbująca pilota koncentracja, wymagana podczas odczytu przy bezpośrednim oświetleniu słonecznym. Według sprawozdań z roku 1976 [5], czytelność w tych warunkach oświetlenia zewnętrznego została znacznie poprawiona przez zastosowanie szyby przeciwbłaskowej i jednocześnie zwiększenie jaskrawości świecenia. Zwrócono również uwagę na zmniejszenie emisji światła rozproszonego w celu polepszenia ostrości cyfr i polepszenia czytelności w zakresie szerszego kąta widzenia.

Wysokościomierze kodujące

Funkcja automatycznego raportowania informacji wysokości z pokładu samolotu do centrów naziemnej kontroli ruchu lotniczego została przypisana transponderom pokładowym. Przesyłanie tej informacji na ziemię wynika ze stosowania zautomatyzowanych stacji naziemnej kontroli ruchu lotniczego, przeznaczonych dla zapewnienia bezpiecznych odległości pomiędzy samolotami [12], przy czym informacja wysokości jest w tych stacjach wykorzystywana dla celów separacji pionowej. Transponder pokładowy otrzymuje zakodowane sygnały wysokości z przetwornika cyfrowego nazywanego zespołem kodującym, który odczytuje wysokość z układu pomiarowego wysokościomierza barometrycznego i przetwarza tę informację na postać cyfrową. Postać ta jest wyrażona kodem kłarnym, zgodnym z charakterystykami stosowanych środków kontroli odległości między samolotami [12]. Charakterystyki tego kodu zostały zunifikowane w normach międzynarodowych ICAO [11]. Rozdział 3.8.7.12.2 pt.: *Techniczne charakterystyki transpondera pokładowego — kody odpowiedzi — transmisja wysokości barometrycznej*, a ponadto w normach ARINC 549 i FAR § 37.180. TSO C74c.

Spośród dziesiątków koncepcji stworzenia ruchu w węzle kinematycznym wysokościomierzy na kod binarny przysięgły się w zasadzie cztery metody: optyczna, kontaktowa (lub szczotkowa), magnetyczna i me-

toda oparta na pomiarze częstotliwości.

Sercem optycznych zespołów kodujących jest szklana, nieprzezroczysta tarcza, perforowana przezroczystymi segmentami okienek, umieszczonymi na 10 okręgach (rys. 6), związana z osią wyjściową mechanizmu wysokościomierza. W linii radialnej tarczy, na wysokości każdego z 10 okręgów, umieszczone są miniaturowe fotoelementy związane z nieruchomą obudową przyrządu i reagujące na źródło światła, umieszczone po przeciwnej stronie tarczy. Tarcza obraca się proporcjonalnie do zmian wysokości, przy czym pełny jej obrót odpowiada zakresowi pomiarowemu przyrządu. Każdej różnicy wysokości 100 stóp odpowiada na tarczy inna kombinacja usytuowania przezroczystych okienek. W położeniu odpowiadającym radialnej linii fotoelementów każdy z 10 pierścieni pomiarowych jest w tym miejscu przezroczysty lub nieprzezroczysty — w zależności od liczby kodu odpowiadającej tej wysokości. Przykłady tych liczb dla wysokości 5500, 17 000 i 45 000 stóp przedstawiono w tabl. 2, przy czym

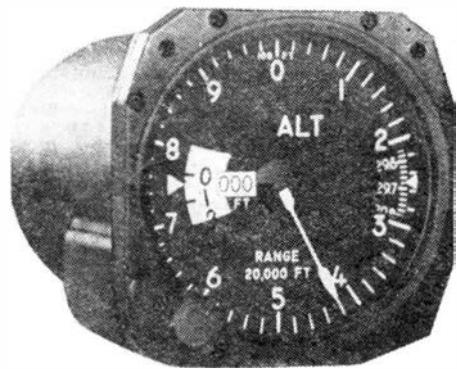
TABLICA 2

Wysokość	10-cio binarny kod odpowiedzi transpondera dla transmisji wysokości barometrycznej									
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
5 500 stóp (~ 1670 m)	0	0	1	0	1	1	0	1	0	0
17 000 stóp ~ 5180 m)	1	1	0	1	1	0	0	1	0	0
42 200 stóp (~ 12860 m)	1	1	1	1	0	1	1	0	0	1

Przykłady wyrażania wysokości barometrycznej za pomocą 10 cyfrowego kodu binarnego wg normy międzynarodowej ICAO. Cyfry „0” i „1” oznaczają odpowiednio brak lub występowanie impulsu.

cyfry 0 i 1 oznaczają odpowiednio nieprzezroczystość i przezroczystość tarczy.

Według podobnej zasady działają kodujące zespoły kontaktowe (szczotkowe) i magnetyczne. W przypadku rozwiązań kontaktowych szklaną tarczę kodującą zastępuje tarcza metalowa, przy czym większość obecnych rozwiązań w tego typu zespołach zastępuje tarczę przez bęben. Kod ICAO naniesiony jest tu za pomocą warstwy materiału nie przewodzącego elektryczności. W zespołach magnetycznych do przetwarzania informacji językiem *tak — nie* (1 lub 0) wykorzystywane są bardzo małe pola magnetyczne.



Rys. 3. Układ wskazań wysokościomierza typu Wskazówka — okienko z prezentacją cyfrową na tarczy (P-dial)

Stosunkowo wysoka cena (około 100÷200 \$) zespołów kodujących opartych na omówionych metodach (stosowanych przez zdecydowaną większość firm) i odpowiadająca tej cenie stosunkowo wysoka dokładność przetwarzania informacji nie znajdują uzasadnienia w wyposażeniu lekkich samolotów powszechnego użytku, certyfikowanych na loty VFR i ograniczone loty IFR. Do tych zastosowań ukazały się na rynku znacznie tańsze i mniej dokładne (jakkolwiek beztarciowe) zespoły kodujące oparte na pomiarze częstotliwości, opracowane przez florydzkiego producenta wysokościomierzy, Aerosonic Corp. Częstotliwość odniesienia jest w tych zespołach generowana przez oscylator kwarcowy. Na osi wyjściowej mechanizmu wysokościomierza ułożony jest ruchomy rdzeń, wchodzący w zespół cewki włączonej do obwodu strojenia. Przy zmianach wysokości rdzeń zmienia swe położenie w stosunku do cewki, powodując zmiany częstotliwości w obwodzie. Różnica częstotliwości generowanej w cewce i częstotliwości wzorcowej jest następnie doprowadzona za pomocą

przetwornika cyfrowego i transpondera.

Niedokładności tej metody wynikają z trudnych do ominięcia elektrycznych własności obwodu strojenia: czułości temperaturowej i wrażliwości na wahania napięcia zasilającego. Pomimo jednak zdecydowanie mniejszej niż w poprzednich metodach dokładności, tego typu przyrząd firmy Aerosonic Corp. spełnia wymagania normy TSO.

Z eksploatacyjnego punktu widzenia wszelkie czynności wynikające z działania wysokościomierza kodującego mają w zasadzie miejsce w stacjach kontroli naziemnej. Rola pilota sprowadza się jedynie do włączenia transpondera w chwili startu samolotu (ściśle w chwili rozpoczęcia wznoszenia). Jediną czynnością operacyjną pozostaje typowe dla wszystkich wysokościomierzy ręczne skorygowanie ciśnienia barometrycznego, odpowiadającego wysokości miejsca startu (za pomocą pokrętki na przyrządzie). Korekcja ta nie ma jednak wpływu na sygnały wyjściowe zakodowanej informacji o wysokości, ponieważ sygnały te są zawsze odniesione do wzorcowego ciśnienia 760 mm Hg, odpowiadającego wg atmosfery wzorcowej poziomowi morza. W systemach kontroli naziemnej niezależnie od tego, gdzie pilot ustawił ciśnienie barometryczne, informacja ta jest automatycznie korygowana na odpowiednią wysokość lokalną za pomocą komputerów. W przypadku

błędnego lub niedokładnego ustawienia przez pilota poprawki pojawi się różnica pomiędzy wskazaniami na pokładowym wysokościomierzu i odczytem wysokości w stacji naziemnej. Stwierdzenie tej różnicy wiąże się z przekazaniem przez pilota słownego raportu o odczytanej wysokości do stacji naziemnej. Jeżeli różnica ta przekroczy 200 stóp, naziemna obsługa ATC wyda polecenie wstrzymania raportowania automatycznego.

Wysokościomierze elektroniczne

Przetwarzanie ruchu klasycznej puszkii aneroidowej w zwykłym wysokościomierzu mechanicznym na użyteczną informację wizualną jest niewątpliwie obciążone szeregiem komplikacji. Wychylenie wskazówki setek stóp o kąt 360° (jeden obrót tej wskazówki odpowiada zmianie wysokości o 1000 stóp, czyli 304,8 m) powodowane jest ugięciem puszkii aneroidowej o około 0,1 mm, przy czym ugięcie to jest przekształcone na ruch obrotowy za pośrednictwem sektora zębatego. W wysokościomierzu o zakresie 80 000 stóp (około 24 800 m) wychylenie tego sektora o odpowiadający tej wysokości kąt obrotu 60° musi być zwiększone niemal beztarciowym układem przekładni kinematycznej do 80 obrotów wskazówki setek stóp, umieszczonej na wyjściu tej przekładni. Jednocześnie cały mechanizm wraz z puszką muszą być skompensowane termicznie, wyważone i ręcznie wyskalowane. Puszka membranowa stanowiąca element pomiarowy i uruchamiająca całą tę przekładnię, wymaga spełnienia wyjątkowo surowych wymagań co do stabilności i powtarzalności charakterystyk, co w warunkach produkcji seryjnej staje się problemem nielatwym.

Wielu błędów wynikających z oporów przekładni można się pozbyć w kosztownych konstrukcjach serwowysokościomierzy, jednak podstawowe błędy tkwiące w puszcze membranowej nadal pozostają: histereza, mechaniczna kompensacja temperaturowa i powtarzalność.

Łatwo więc można zrozumieć, dlaczego producenci tego typu przyrządów szukają od ponad 20 lat lepszych metod pomiarowych. Odpowiedzią są dość licznie już rozpowszechnione nowe typy wysokościomierzy, oparte na wykorzystaniu techniki elektronicznej. Są one łatwe w produkcji, stosunkowo niekosztowne, trwałe i nie mają



Rys. 4. Układ wskazań wysokościomierza typu Licznik — wskazówka (CP)



Rys. 5. Układ cyfrowych wskaźników świetlnych stosowany w wysokościomierzach elektronicznych

części ruchomych (*solid-state*). Oferowane w handlu wysokościomierze elektroniczne reprezentowane są co najmniej przez 5 firm: Hamilton Standard, Aeromechanism, Aircraft Instrument and Development, Leigh Systems i Narco Avionics.

Pomiar wysokości barometrycznej sprowadza się w zasadzie do pomiaru ciśnienia statycznego (ciśnienia powietrza otaczającego obiekt). Stanowi ono równocześnie wraz z ciśnieniem całkowitym punkt wyjścia z instrumentacji pokładowej do uzyskania większości informacji z zakresu danych aerodynamicznych. Właściwie skompensovane pomiary tych parametrów prowadzą do dostarczenia podstawowej informacji odniesienia przy określaniu szeregu innych parametrów (poza wysokością barometryczną) jak: prędkość powietrzna, prędkość wznoszenia, prędkość rzeczywista, temperatura powietrza otaczającego, wysokość gęstościowa, różnica ciśnienia w kabinie, ciśnienie barometryczne w kabinie, ciśnienie lądowania i mieszanki, odległości startowe, ograniczenia ciężarowe, itp.

Toteż zastosowane w elektronicznych wysokościomierzach barometrycznych metody pomiarowe oparte są na rozwiązaniach elektronicznych czujników ciśnienia. Idea pomiaru jest w tych czujnikach oparta na wykorzystaniu faktu, że każde ciało wzbudzone drganiem wymuszonymi drga z swoją częstotliwością naturalną (własną), zmieniającą się w zależności od ciśnienia otaczającego powietrza. Pierwsze konstrukcje elektronicznych czujników ciśnienia opracowały przed kilkoma laty firmy Sperry, Hamilton Standard i Kollsman.

Rozwiązania firm Sperry, Hamilton Standard i Kollsman oparte są na wspólnej metodzie wykorzystującej w charakterze elementu pomiarowego miniatury bębna wykonany z brązu berylowego o średnicy 1,5 cala, którego cienka ścianka czołowa jest włączona w obwód oscylatora i elektrycznie wzbudzana do drgań.

Częstotliwość oscylatora jest śledzona przez układ odrębny. Czujnik oscylatora jest w puszcze połączonej z rurką Pitota w ten sposób, że ciśnienie statyczne doprowadzone jest od strony czoła drgającego bębna głowicy. Częstotliwość drgań czołowej ścianki bębna zmienia się zgodnie z pra-

wem fizyki, proporcjonalnie do zmian ciśnienia. Podłączony do głowicy bębna elektroniczny układ pomiarowy porównuje częstotliwość drgań ścianki czołowej z częstotliwością odniesienia i przekształca różnicę częstotliwości na postać wyrażającą wartość ciśnienia doprowadzonego z zewnątrz.

Firma Honeywell stosuje metodę całkowicie inną. Głowicę bębna zastępuje w tym przypadku okrągła płytka silikonowa, pokryta elementami piezorezystywnymi o charakterystykach opornika elektronicznego, zmieniającego swą oporność w funkcji zmian ciśnienia lub naprężenia. Element silikonowy stanowi część obwodu oscylatora generującego częstotliwość odniesienia. Na zmiany doprowadzonego z rurki Pitota ciśnienia statycznego płytka silikonowa reaguje podobnie do bębenków słuchowych. Zmianom oporności w obwodzie elementów piezorezystywnych towarzyszy zmiana częstotliwości w obwodzie oscylatora. Podobnie jak w metodzie poprzedniej, ciśnienie jest zatem reprezentowane elektronicznie poprzez układ pozbawiony sprzężenia mechanicznego.

Wspólną cechą tego typu czujników jest możliwość dostarczania informacji ciśnienia w postaci cyfrowej, przydatnej szczególnie dla pokładowych komputerów cyfrowych, coraz powszechniej znajdujących zastosowanie w systemach nawigacji aerodynamicznej powszechnego lotnictwa, autopilotach i centralach danych aerodynamicznych.

Reprezentatywnym rozwiązaniem najnowszych elektronicznych wysokościomierzy barometrycznych produkowanych seryjnie jest (omówiony w aspekcie układu wskazującego) wysokościomierz kodujący z elektronicznym cyfrowym układem wskaźników firmy Hamilton Standard, oznaczony symbolem HSA-101. Przyrząd skonstruowano całkowicie z elementów stałostanowych (*solid-state*), bez membrany, przekładni, dźwigni, osi, itp. Do pomiaru ciśnienia statycznego wykorzystano rozwiązanie podobne do poprzednio opisanego z drgającym bębniem, przy czym zastosowano element pomiarowy ze stali nierdzewnej, zbudowany z dwu koncentrycznych cylindrów. Cylinder wewnętrzny wykonuje drgania w częściowej próżni w przestrzeni ograniczonej średnicą cylindra zewnętrznego. Częstotliwość generowana przez element pomiarowy wykorzystywana jest do kluczowania impulsów zegarowych komputera, który z kolei steruje wskazaniami wysokościomierza.

Charakterystyki przyrządu są następujące:

— zakres pomiarowy od -1000 do $+50\,000$ stóp (około -300 do $+15\,000$ m);

— szybkość nadążania za zmianami wysokości — ponad $20\,000$ stóp/min;

— zdolność rozdzielcza 20 stóp;

— masa około $1,8$ kg;

— wymiary — wielkość $3ATI$ wg normy ARINC.

Inne parametry i charakterystyki są zgodne z wymaganiami norm TSO C10b, TSO C88 i ARINC 575.

Zastosowane w konstrukcji przyrządu obwody wyliczającej wysokiej integracji zapewniają poza wysoką niezawodnością (wersja HSA-102 gwarantuje $200\,000$ h pracy bez usterki)

wyjątkową stabilność i powtarzalność pomiarów. Przyrząd ponadto wyposażony jest w układ samokontroli poprawnej pracy i jest przystosowany do współpracy z:

— systemami automatycznego alarmowania odchylenia od zadanego przedziału wysokości;

— systemami RNAV;

— wszystkimi transponderami pracującymi wg sposobu C;

— układem korekcji błędów zlokalizowanych przy doprowadzeniu ciśnienia statycznego (rurki Pitota).

Nieoficjalne ceny zespołów wchodzących w systemy tego typu wysokościomierzy kształtują się w granicach: 4000 \$ — wysokościomierz z układem kodującym, 3300 \$ — zespół z układem korekcji błędów źródeł ciśnienia statycznego i całkowitego, 1000 \$ — zespół z układem alarmującym odchylenia od zadanego przedziału wysokości.

Skróty stosowanych nazw

ARINC — Aeronautical Radio Inc. — nazwa zrzeszenia radio-aeronauczyzkiego;

ATC — Air Traffic Control — kontrola ruchu lotniczego;

ATI — Air Transport Indicator — przyrząd wskazujący stosowany w transporcie powietrznym. Skrót ATI stosowany jest przy określaniu wielkości nominalnych przyrządu, zunifikowanych normą ARINC, np. 2 ATI, 3 ATI, itp.;

FAR — Federal Aviation Rules — nazwa amerykańskich lotniczych przepisów federalnych — odpowiednik polskich Przepisów Zdolności Cywilnego Sprzętu Lotniczego;

ICAO — International Civil Aviation Organization — Międzynarodowa Organizacja Lotnictwa Cywilnego;

IFR — Instrument Flight Rules — zasady lotu wg przyrządów;

RNAV — Radio Navigation — system nawigacji obszarowej;

TSO — Technical Standard Order — nazwa amerykańskich lotniczych norm przedmiotowych, zawartych w części 37 FAR;

VFR — Visual Flight Rules — zasady lotu w warunkach widoczności;

VNAV — Vertical Navigation System — system nawigacji pionowej.

LITERATURA

1. R. N. AARONS: The New World of Encoding Altimeters *B/CA* Jan. 1973, str. 64-69.
2. R. N. AARONS: The Solid — State Airspeed Altimeter Revolution. *B/CA* May 1973, str. 56-59.
3. New Products: Solid — State Altimetry *B/CA* Feb. 1975, str. 90.
4. New Products: Bendix Encoding Altimeter *B/CA* Dec. 1975, str. 72.
5. New Products: HSA-102 Solid — State Altimeter *B/CA* Feb. 1976, str. 70.
6. Encoding Altimeters/Digitizers. *B/CA* April, 1976, str. 155-159.
7. Product Analysis: Aero Mechanism's Altitude Alert System *B/CA* Oct. 1976, str. 104.
8. SMITHS: Flight Deck Instruments — Type 3 B Altimeter Press information, May 1973 — 30-e Salon International de L'aeronautique et de L'espace.
9. Traffic Pattern: To Misread an Altimeter. *B/CA* July 1976, str. 96-97.
10. Bendix introduces altitude alerter. Press information, 5.9.1973.
11. International Standards and Recommended Practices. Aeronautical Telecommunications, Annex 10, Volume I, Part I, Equipment and Systems.

Konstrukcyjne stopy aluminium do płatowców poddźwiękowych

Skład chemiczny i własności wysokowytrzymałych stopów aluminium produkowanych w kraju i za granicą. Zastosowanie omawianych stopów. Zależność odporności zmęczeniowej i korozyjnej od technologii zastosowanej obróbki cieplnej. Metody podwyższające własności stopów.

Uruchomienie huty aluminium w Koninie doprowadziło do intensywnego wzrostu produkcji tego metalu, dzięki czemu powiększył się również asortyment produkowanych w Polsce jego stopów. Jednak dotyczy to prawie wyłącznie gatunków przeznaczonych dla przemysłu okrętowego, budownictwa i galanterii metalowej. W zakresie stopów wysokowytrzymałych — których głównym odbiorcą jest przemysł lotniczy — od wprowadzenia do produkcji w latach sześćdziesiątych stopu PA34 nie opracowano żadnego nowego stopu. Z tego względu autor podjął próbę podsumowania stanu zagadnienia, na tle rozwoju tych materiałów w innych krajach.

Wstępna analiza publikowanych danych pozwala na stwierdzenie, że w zakresie stopów niskiej i średniej

wytrzymałości nie notuje się wyraźnego opóźnienia w stosunku do innych krajów, natomiast w materiałach wysokowytrzymałych występują istotne braki, a więc tylko ta grupa stopów jest przedmiotem artykułu. Zakres opracowania ogranicza się do stopów stosowanych na skalę przemysłową lub zastosowanych w prototypach.

Stopy przerabiane plastycznie

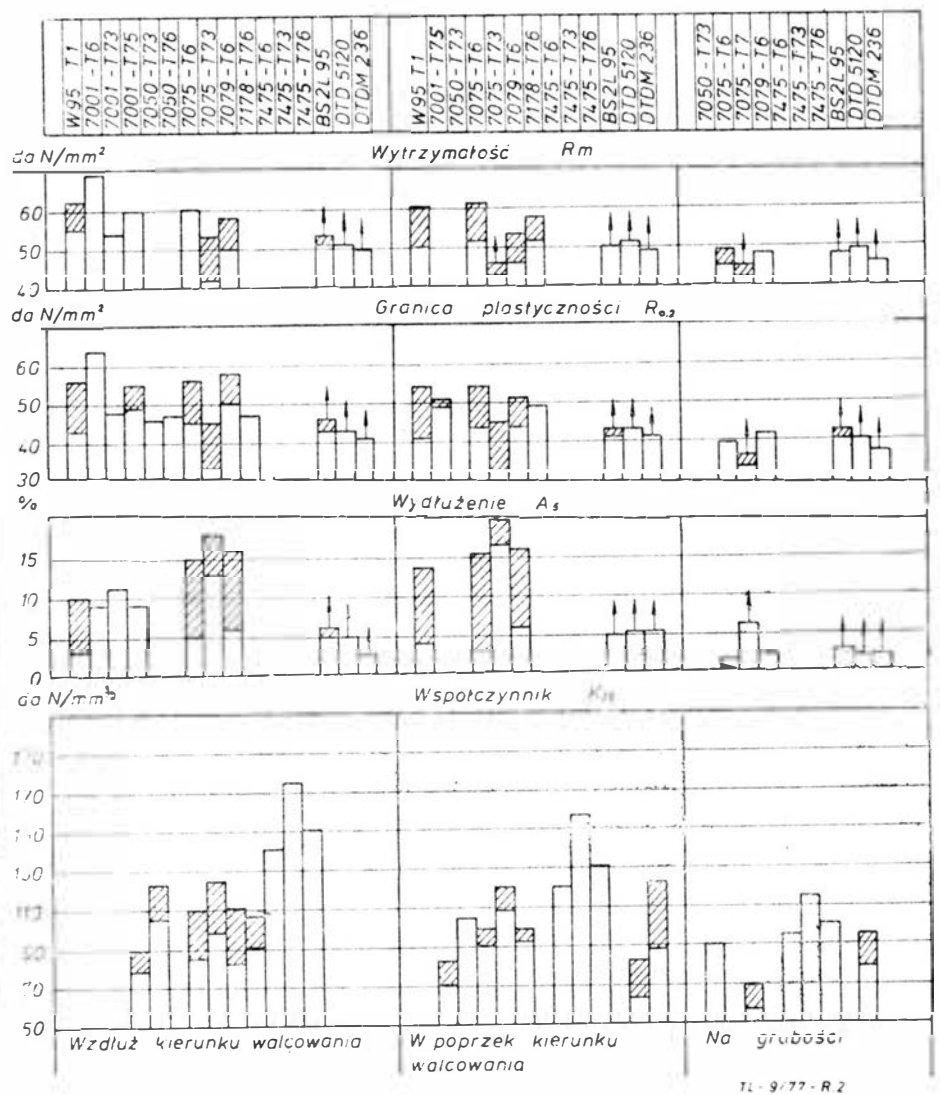
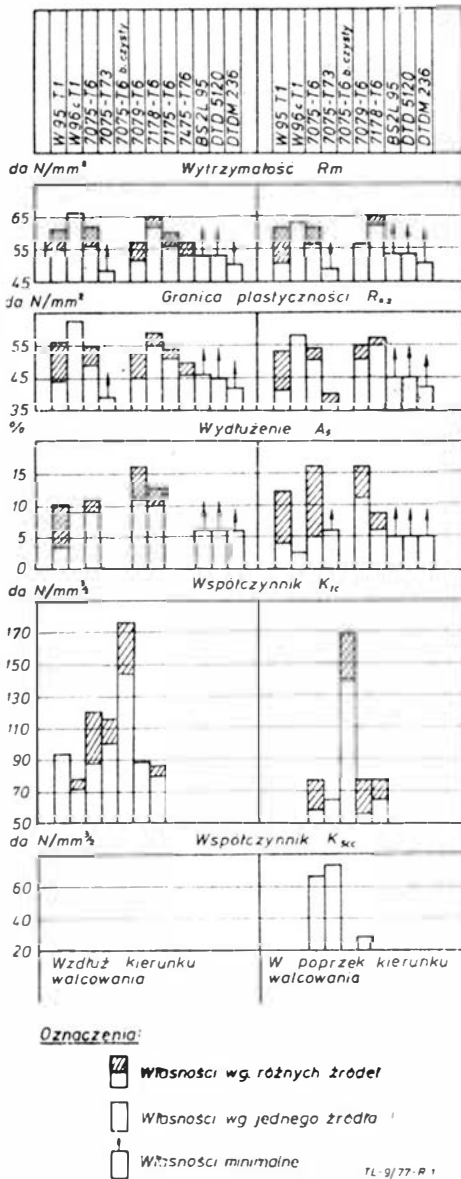
Składy chemiczne konstrukcyjnych stopów ulepszanych cieplnie o wytrzymałości ponad 38 daN/mm² zestawiono w tabl. 1. Porównując zawarte w niej dane można stwierdzić, iż produkowane w różnych krajach stopy typu Al-Mg-Mn-Si mają swoje polskie odpowiedniki. Z grupy stopów Al-Cu-Mg-Mn brakuje w kraju jedynie stopu radzieckiego D19 lub amerykańskiego 2219. Z tego materiału wykonuje się wyłącznie blachy poszyciowe narażone na temperatury do 250 °C, a więc nie jest on stosowany w samolotach poddźwiękowych.

TABLICA 1. Wysokowytrzymałe konstrukcyjne stopy aluminium przerabiane plastycznie

Oznaczenie	Kraj producenta	Odpowiednik polski	Postać	Zawartość składników, % cięż.							
				Zn	Cu	Mg	Mn	Fe	Si	Cr	Ti
PA6N	Polska		b, o, p, k	≤ 0,3	3,8-4,8	0,4-1,1	0,4-1,0	≤ 0,7	0,2-0,7	—	0,02-0,2
PA7N			b, o, p, k	≤ 0,1	3,8-4,8	1,2-1,8	0,4-1,1	≤ 0,5	≤ 0,5	—	≤ 0,2
PA9			b, o, p, k	5,0-7,0	1,4-2,0	1,8-2,8	0,2-0,6	≤ 0,5	≤ 0,5	0,1-0,25	—
PA31			o	≤ 0,3	1,8-2,6	0,4-0,8	0,4-0,8	≤ 0,7	0,7-1,2	≤ 0,2	≤ 0,2
PA33			o	≤ 0,3	3,0-4,8	0,4-0,8	0,4-1,0	≤ 0,7	0,6-1,2	—	≤ 0,2
D1	ZSRR	PA6N	b, o, p, k	≤ 0,3	3,8-4,8	0,4-0,8	0,4-0,8	≤ 0,7	≤ 0,7	—	—
D16		PA7N	b, o, p, k	≤ 0,3	3,8-4,9	1,2-1,8	0,3-0,9	≤ 0,5	≤ 0,5	—	≤ 0,1
D19		b	≤ 0,1	3,8-4,3	1,7-2,3	0,5-2,3	≤ 0,5	≤ 0,5	Be 0,0002- -0,005	—	≤ 0,1
AK6		PA31	o	≤ 0,3	1,8-2,6	0,4-0,8	0,4-0,8	≤ 0,7	0,7-1,2	—	≤ 0,1
AK8		PA33	o	≤ 0,3	3,9-4,8	0,4-0,8	0,4-1,0	≤ 0,7	0,6-1,2	—	≤ 0,1
W93		—	o, p	6,3-7,3	0,8-1,2	0,6-1,2	≤ 0,1	0,20-0,15	—	≤ 0,1	
W95		PA9	b, o, p, k	5,0-7,0	1,4-2,0	1,8-2,8	0,2-0,6	≤ 0,5	≤ 0,5	0,1-0,25	—
W96c		—	o, p, k	8,0-9,0	2,0-2,6	2,3-3,0	≤ 0,1	≤ 0,4	≤ 0,3	Zr 0,1-0,20	≤ 0,3
2024	USA	PA33	b, o, p, k	≤ 0,25	3,0-5,0	0,2-0,8	0,1-1,2	≤ 1,0	0,5-1,2	≤ 0,1	≤ 0,15
2017		PA6N	p, k	≤ 0,25	3,5-4,5	0,4-1,0	0,2-0,8	≤ 1,0	≤ 0,8	≤ 0,1	—
2024		PA7N	b, p, k	≤ 0,25	3,8-4,9	1,2-1,8	0,30-0,9	≤ 0,50	≤ 0,50	≤ 0,1	—
2219		—	b, o	≤ 0,1	5,8-6,8	≤ 0,02	0,20-0,40	≤ 0,30	≤ 0,20	—	0,02-0,1
7001		—	p, k	6,8-8,0	1,6-2,0	2,7-3,5	—	—	—	0,18-0,35	—
7040		—	o, k	7,2-8,2	1,2-1,9	2,0-2,9	≤ 0,20	≤ 0,35	≤ 0,25	0,10-0,22	≤ 0,10
7050		—	b, o	5,7-6,7	2,0-2,6	1,9-2,6	≤ 0,10	≤ 0,15	≤ 0,12	≤ 0,04 ¹⁾	≤ 0,06
7075		PA9	b, o, p, k	5,1-6,1	1,2-2,6	2,1-2,9	≤ 0,30	≤ 0,7	≤ 0,5	0,18-0,40	≤ 0,20
7076		—	k	7,0-8,1	0,3-1,0	1,1-2,0	0,3-0,8	—	—	—	—
7079		—	b, o, p, k	3,8-4,8	0,4-0,8	2,9-3,7	0,10-0,30	≤ 0,40	≤ 0,30	0,10-0,25	≤ 0,10
7178		—	b, p, k	6,3-7,3	1,6-2,4	2,4-3,1	≤ 0,30	≤ 0,7	≤ 0,50	0,18-0,40	≤ 0,20
7475	—	b	5,2-6,2	1,2-1,9	1,9-2,6	≤ 0,06	≤ 0,12	≤ 0,1	0,18-0,25	≤ 0,08	
A-U4G	Francja	PA6N	—	≤ 0,25	3,5-4,7	0,4-1,0	0,3-0,8	≤ 0,7	0,3-0,8	≤ 0,1	≤ 0,2
A-U4G1		PA7N	—	≤ 0,25	3,8-4,9	1,2-1,8	0,3-0,9	≤ 0,5	≤ 0,5	≤ 0,1	≤ 0,2
A-U48G		PA33	—	≤ 0,25	3,9-4,9	0,2-0,8	0,1-1,2	≤ 0,7	0,5-1,2	≤ 0,1	≤ 0,2
A-Z5GU		PA9	—	5,0-6,5	1,2-2,0	2,0-3,5	0,1-0,9	≤ 0,5	≤ 0,4	≤ 0,35	≤ 0,2
A-Z8GU		—	—	7,0-8,0	1,0-2,3	1,75-3,0	≤ 0,05	≤ 0,4	≤ 0,3	≤ 0,4	≤ 0,2
A-U6MT		—	—	—	5,5-6,5	—	0,20-0,30	≤ 0,30	≤ 0,20	—	0,05-0,15
3L65, 3L70, 3L72, } 3L73 }	W. Brytania	PA33	b, p, k	≤ 0,2	3,0-5,0	0,20-0,8	0,40-1,2	≤ 0,5	0,50-0,90	≤ 0,10	≤ 0,2
2L88, 2L95		PA9	b, o, k	5,1-6,4	1,2-2,0	2,1-2,9	≤ 0,30	≤ 0,50	≤ 0,40	0,10-0,25	≤ 0,20
2L97, 2L98		PA7N	b, p, k	≤ 0,2	3,8-4,9	1,2-1,8	0,30-0,9	≤ 0,5	≤ 0,5	≤ 0,10	≤ 0,20
D.T.D.5050B		—	b	5,2-6,5	0,3-1,5	2,2-3,2	0,18-0,50	≤ 0,5	≤ 0,5	0,08-0,25	≤ 0,3
D.T.D.5120 }		—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
D.T.D.M236 }		—	o, k	5,7-6,7	1,5-2,0	2,2-2,7	≤ 0,3	≤ 0,15	≤ 0,10	Zr 0,11-0,17	—
D.T.D.683A, }		—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
D.T.D.5024 }		—	b, o, k	5,2-6,2	0,3-0,7	2,2-3,2	0,18-0,50	≤ 0,5	≤ 0,5	0,08-0,25	≤ 0,3
D.T.D.5064 }		—	b, o	5,0-6,0	0,8-1,4	2,2-3,2	0,3-0,7	≤ 0,5	≤ 0,5	≤ 0,05	≤ 0,3
D.T.D.5074	PA9	k	5,0-7,5	1,0-2,2	2,0-3,0	≤ 0,3	≤ 0,5	≤ 0,5	0,08-0,25	≤ 0,3	

UWAGI: Oznaczenia postaci materiału: b — blachy, o — odkuwki, p — pręty, k — kształtowniki

1) Zamiast Cr zawiera 0,08-0,15% Zr; 2) Zamiast Cr zawiera 0,10-0,25% Zr+0,05-0,15% V



Rys. 2. Własności blach grubości 35-100 mm. Oznaczenia jak na rys. 1

Rys. 1. Własności blach grubości 30 mm.

Największy rozwój światowy, a zarazem największe braki w asortymencie krajowym, należy odnotować wśród stopów najwyższej wytrzymałości, to jest stopów Al-Zn-Mg-Cu, których jedynym reprezentantem polskim jest PA9.

Zapotrzebowanie na wysokowytrzymałe stopy lekkie w ostatnim dziesięcioleciu wzrosło na skutek coraz szerszego stosowania dużych elementów nośnych, kutych i wyciskanych lub frezowanych z grubych blach. W porównaniu z PA9 nowe materiały mają albo wyższą wytrzymałość, albo wyższą plastyczność i odporność korozyjną.

Własności mechaniczne stopów wysokowytrzymałych zestawiono na rys. 1-4. Uzupełnieniem rysunków jest tabl. 2, zawierająca dane o własnościach zmęczeniowych. Na rysunkach 1-4 zamieszczono wartości krytycznego współczynnika intensywności naprężeń K_{Ic} , charakteryzującego

skłonność materiałów do kruchego pęknięcia, oraz wartości współczynnika K_{2c} , odpowiednika K_{Ic} dla warunków korozyjnych, w danym przypadku w 3,5% roztworze wodnym NaCl.

Najwyższą wytrzymałością i granicą plastyczności odznaczają się stopy z maksymalną zawartością cynku. Są to: radziecki stop W96cT1 i amerykański 7178-T6. Jednak mają one niską plastyczność w poprzek włókien, zwłaszcza na grubości półwyrobu, i bardzo niską odporność na kruche pęknięcie. Tym niemniej znalazły one zastosowanie w ciężkich samolotach transportowych, gdyż umożliwiają znaczne obniżenie ciężaru konstrukcji, jednak wykonuje się z nich wyłącznie elementy pracujące na ściskanie.

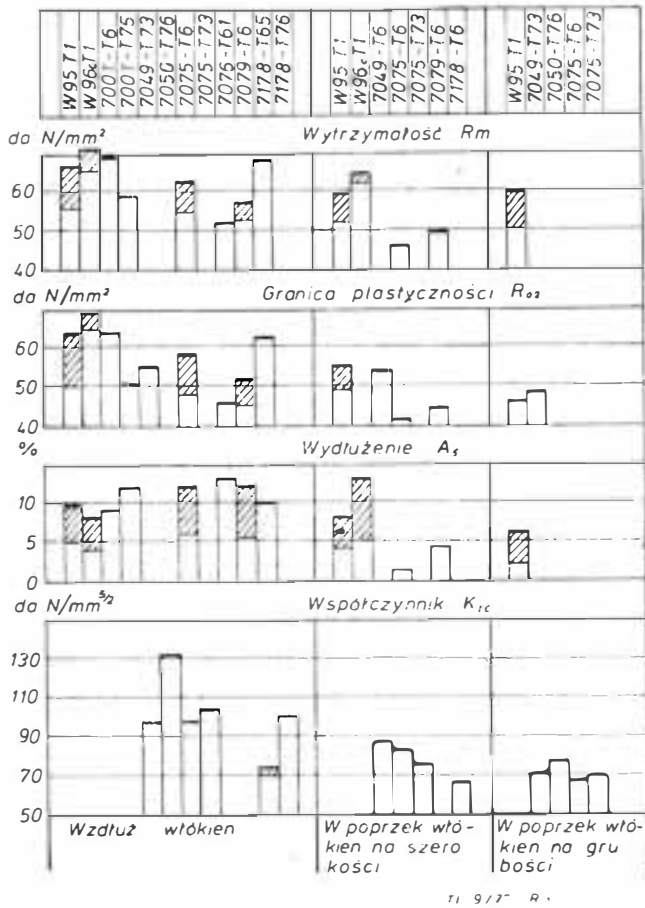
Własności pozostałych stopów tej grupy mieszczą się w zakresie rozrzutu własności stopu PA9 i jego odpowiedników zagranicznych. Różnice w składach chemicz-

TABLICA 2. Wytrzymałość zmęczeniowa stopów wysokowytrzymałych

Material		Z_{50} [daN mm ²] przy $5 \cdot 10^6$ cykli
Stop	Postać	
W95	blacha	14,1
	kształtownik	16,0
	odkuwka	15,4
W93	odkuwka	14,0
W96c	kształtownik	15,5
7075-T6	Blachy grube	16,2
7076-T6		15,5
7079-T6		16,2
7178-T6		15,5

TABLICA 3. Wpływ czystości stopu W95 na własności plastyczne grubych blach [7]

Zawartość zanieczyszczeń % cież.	Kierunek pobrania próbek	A [%]	Z [%]	K [J/cm ²]
0,11% Fe + ±0,03% Si	z długości	9,7	20,7	0,170
	z szerokości	8,4	22,3	0,127
0,21% Fe + ±0,07% Si	z długości	8,3	13,4	0,141
	z szerokości	7,2	17,5	0,114
0,33% Fe + ±0,23% Si	z długości	8,4	11,8	0,100
	z szerokości	5,1	7,8	0,067
0,42% Fe + ±0,30% Si	z długości	-	-	-



Rys. 3. Własności kształtowników. Oznaczenia jak na rys. 1

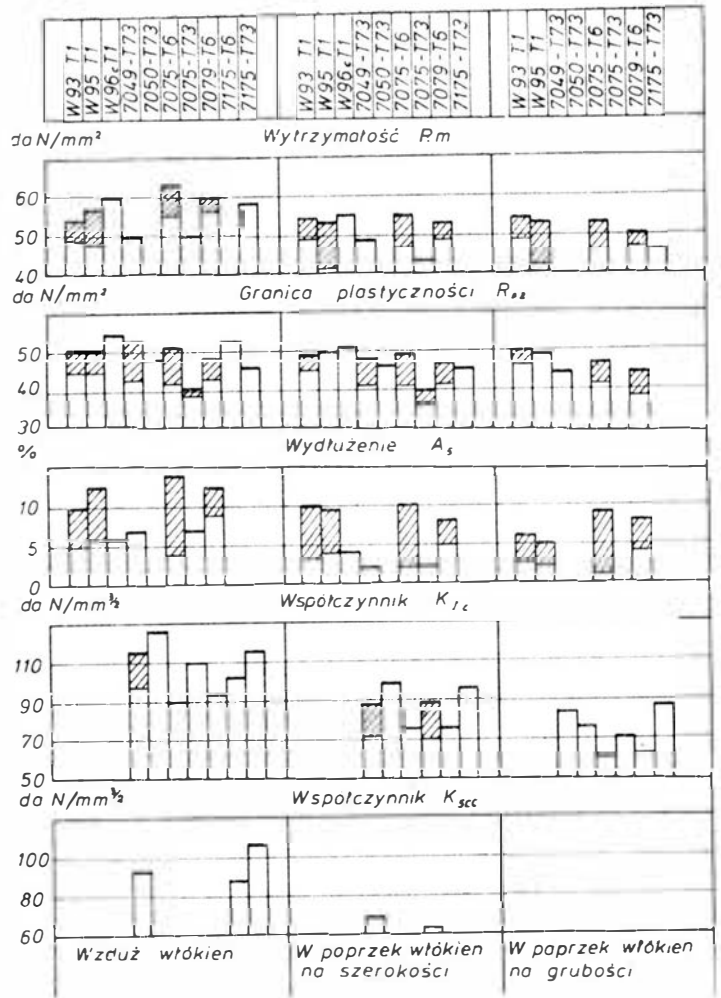
nych i obróbce cieplnej wynikają z dążenia do poprawienia własności plastycznych półwyrobów grubościennych, takich jak duże odkuwki i grube blachy. Dotyczy to przede wszystkim plastyczności oraz współczynnika K_{1c} , określonych na próbkach pobranych z grubości wyrobów. Inną przyczyną dokonywania modyfikacji składu chemicznego jest poszukiwanie stopu odpornego na korozję naprężeniową i rozwarstwianie korozyjne w stanie sztucznie utwardzonym wydzieleniowo.

Spośród nowych stopów najlepsze własności mają bardzo czyste odmiany PA9. Są to: radziecki stop W95p.č. (nie wymieniony w GOST4784-74) oraz amerykańskie materiały 7175 i 7475. Stopy W95p.č. zawierają jedynie mniejsze ilości żelaza, krzemu i manganu niż stopy W95 i 70757, zaś w stopie 7475 dodatkowo nieznacznie skorygowano skład podstawowy.

Na podstawie tabl. 3 i 4 oraz rys. 5 można przekonać się, w jakim stopniu czystość materiałów decyduje o plastyczności. Obniżenie zawartości krzemu, żelaza i manganu wyklucza tworzenie się kruchych faz Al_6Mn , $AlMnSi$ i $AlMnFe$, które zazwyczaj układają się warstwowo. Tym samym eliminuje się dodatkowe mikroogniwa korozyjne. Maksymalna zawartość wymienionych zanieczyszczeń w czystych odmianach stopów wynosi 0,12% Fe, 0,10% Si, 0,10% Mn, 0,06% Ti.

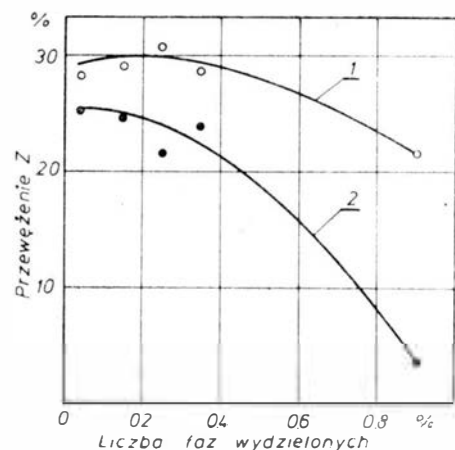
TABLICA 4. Udarność próbek z pęknięciem zmęczeniowym wykonanych ze stopu W95 różnej czystości [7]

Material	Miejsce pobrania próbek	K [J/cm ²]
W95 zawierający: 0,11% Fe + 0,03% Si	z długości	0,073
	z szerokości	0,063
0,21% Fe + 0,07% Si	z długości	0,053
	z szerokości	0,029
0,33% Fe + 0,23% Si	z długości	0,037
	z szerokości	0,020
0,42% Fe + 0,30% Si	z długości	0,014



Rys. 4. Własności odkuwek. Oznaczenia jak na rys. 1

Ponadto chrom jest zastępowany cyrkonem w ilości 0,10÷0,15%, bowiem chrom — tak jak mangan — zwiększa prędkość krytyczną studzenia stopu podczas przesycań (prędkość studzenia, przy której nie zachodzi jeszcze rozpad przesyconego roztworu stałego). Oznacza to, że podczas przesycań wyrobów o dużych przekrojach w głębszych warstwach materiału następuje częściowy rozpad roztworu stałego, wskutek czego właściwości próbek wyciętych z różnych miejsc różnią się w znacznym stopniu. Cyrkon nie ma tej właściwości (rys. 6) i — w przeciwieństwie do chromu i manganu — nie obniża plastyczności poprzecznej (rys. 7). Właśnie dzięki cyrkonowi własności stopu 7050 nie zależą od kierunku wycięcia próbek nawet w dużych odkuwkach i elementach płytowych.



Rys. 5. Plastyczność stopu W95 [6]: 1 — wzdłuż kierunku walcowania, 2 — w poprzek kierunku walcowania, 3 — na grubości półwyrobu

TABLICA 5. Wysokowytrzymałe odlewnicze stopy aluminium

Oznaczenie	Kraj producenta	Odpowiednik polski	Zawartość składników w % ciężarowych					
			Si	Mg	Mn	Fe		Cu
						LP	LK	
AK7	Polska		6,0-8,0	0,2-0,4	0,1-0,5	≤ 0,6	≤ 0,9	
AL9	ZSRR	AK7	6,0-8,0	0,2-0,4	≤ 0,5	≤ 0,6	≤ 1,0	0,1 Be; Zr
AL19			≤ 0,3	≤ 0,05	0,6-1,0	1,0	≤ 0,8	4,5-5,3 Cu; 0,15-0,35 Ti; 0,2 Be
VAL5			6,5-8,5	0,35-0,55		≤ 0,6		0,15-0,4 Be; 0,1-0,3 Ti
356	USA	AK7	6,5-7,5	0,20-0,40	≤ 0,35	≤ 0,6		0,25 Ti
A356			6,5-7,5	0,20-0,40	≤ 0,1	≤ 0,2		≤ 0,20 Ti
357			6,5-7,5	0,45-0,6	≤ 0,03	≤ 0,15		
A357			6,5-7,5	0,4-0,7		≤ 0,2		0,10-0,20 Ti; 0,05 Be
Tens. 50			8,0	0,5				0,2 Be
LM25	W. Brytania	AK7	6,5-7,5	0,20-0,45	0,3	≤ 0,5		
AS7G-Y	Francja	AK7	6,5-7,5	0,20-0,40	≤ 0,50	≤ 0,5		0,10-0,20 Ti
AS7G03-Y			6,5-7,5	0,25-0,40	≤ 0,10	≤ 0,20		0,05-0,20 Ti
AS7G06-Y			6,5-7,5	0,45-0,60	≤ 0,10	0,20		0,10-0,20 Ti

Oznaczenia: LP — odlew piaskowy, LK — odlew kokilowy

Na zakończenie omawiania wysokowytrzymałych stopów przerabianych plastycznie warto przytoczyć kilka przykładów zastosowania nowych gatunków.

W93 — według opublikowanych danych radzieckich — jest stosowany na duże odkuwki matrycowe i swobodnie kute elementy nośnych; w samolocie An-22 z tego stopu wykonano około 700 różnych części o masie 12,5 tony, przy czym największe odkuwki matrycowe ważą do 200 kg, a swobodnie kute — do 5000 kg. Zastąpienie stopu AK6 (PA31) umożliwiło zmniejszenie liczby części o 550 sztuk i masy konstrukcji o 2 tony.

7049 — zastosowano zamiast stopu 7079 do samolotów B-1A, F4, DC-10, F-111, F-5E i B-52, w postaci odkuwek elementów podwozia. Największe elementy podwozia samolotu C-141 ważą po około 125 kg, zaś cylindry podwozia B-52 po ponad 200 kg.

7050 — duże odkuwki i elementy wykonywane z grubych blach; w samolocie Grumman A-6E element łączący skrzydło z kadłubem wyfrezowano chemicznie z płyty grubości 76 mm.

7079 — w jednym z samolotów lotnictwa morskiego wykonuje się dźwigary skrzydeł o zmiennej grubości, wynoszącej u nasady 38 mm i na końcu 12,5 mm.

7178 — poszycie górnej części skrzydeł. Blachy zazwyczaj plateruje się.

7175 — poszycie kadłuba oraz dolnej części skrzydeł, najczęściej w postaci blach platerowanych. Te same elementy wykonuje się ze stopów: DTD683A, DTD5024, DTD5034, DTD5044, DTD5054.

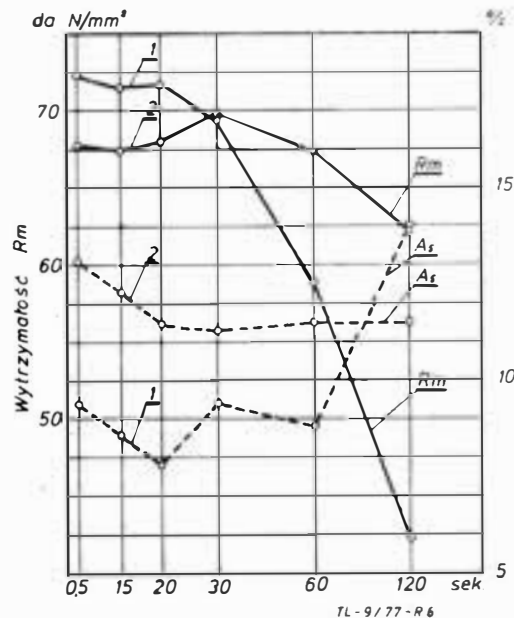
DTD5120 i DTD236 — odkuwki i półwyroby wyciskane na elementy konstrukcji nośnej kadłuba i skrzydeł.

Stopy odlewnicze

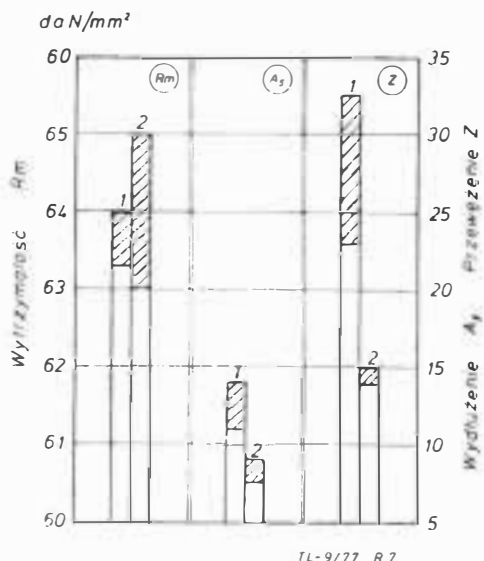
Wymagania stawiane konstrukcyjnym stopom odlewniczym to przede wszystkim wysokie właściwości mechaniczne, dobre właściwości technologiczne umożliwiające wykonywanie dużych, skomplikowanych odlewów i szczelność odlewów. Przez wiele lat najlepszymi stopami tego typu były stopy Al-Si, zawierające 6-9% krzemu, do 0,5% magnezu i do 1% manganu. W Polsce jest to najbardziej rozpowszechniony w przemyśle lotniczym stop AK7.

W Stanach Zjednoczonych, a następnie w ZSRR, w wyniku wieloletnich badań nad wpływem berylu na własności stopów aluminium opracowano nowe materiały (tabl. 5) charakteryzujące się podwyższonymi własnościami wytrzymałościowymi, jak to wynika z tabl. 6.

Obecnie w radzieckich samolotach jedynie średnioobciążone elementy typu konsoli i kolnierzy wykonuje się ze stopu AL9 (AK7), natomiast wysokoobciążone i skomplikowane części, jak kadłuby i płyty, odlewa się ze stopu VAL5. Stop ten z powodzeniem zastępuje materiały kute. W samolocie An-22 zastosowano duże odlewy ze stopu VAL5 zamiast zespołów nitowanych. Elementy konstrukcji nośnej oraz części układu sterowania często są odlewane ze stopu AL19. W jednym z samolotów Tupolewa zasto-

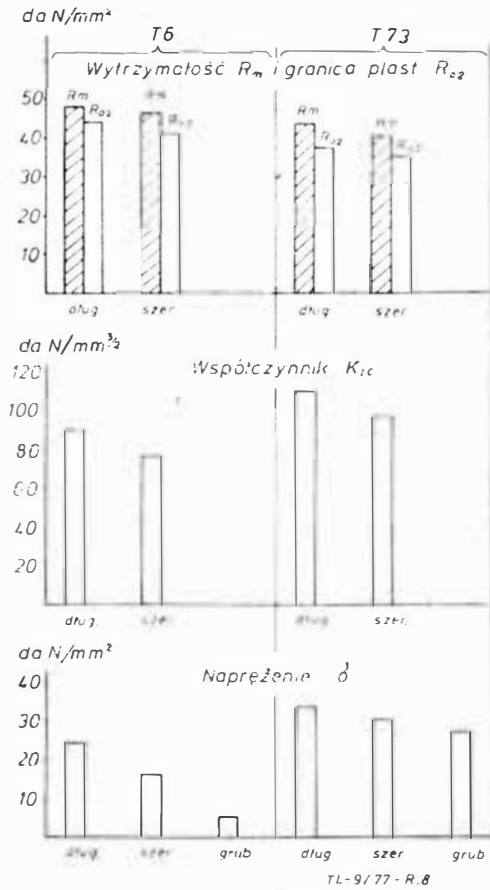


Rys. 6. Zależność własności od czasu przebywania wyrobu na powietrzu po wyjęciu z pieca przed zanurzeniem w wodzie przy przesycaniu [20]: 1 — stop W95, 2 — stop W95 z dodatkiem 0,3% Zr zamiast Mn+Cr

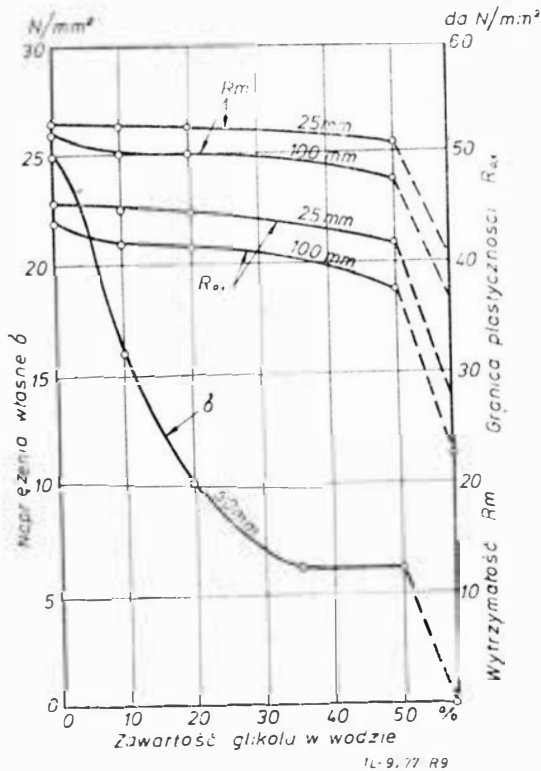


Rys. 7. Własności poprzeczne płaskowników z W96c z dodatkiem: 1 — 0,13% Zr, 2 — 0,45% Mn [8]

sowano około dwóch ton takich odlewów. W Stanach Zjednoczonych również obserwuje się tendencję do zastępowania odlewów w samolotach, wykonuje ze stopu A357-T6 — mającego $R_m=34,4$ daN/mm², $R_{e2}=27,6$ daN/mm² i $A_5=5\%$ — dźwignie, uźebrowanie i poszycie lotek. Grubość ścianek w najcieńszych miejscach nie przekracza 2 mm.



Rys. 8. Własności stopu 7075 po różnych wariantach obróbki cieplnej [21]; σ — maksymalne napężenia, przy których nie następuje jeszcze zniszczenie próbki w warunkach korozyjnych



Rys. 9. Napężenia własne i własności próbek wyciętych z grubości odlewów ze stopu 7075 — T6 przesyconych w glikolu [28]

TABLICA 6. Własności wytrzymałościowe stopów odlewniczych po przesycaaniu i sztucznym starzeniu

Material	Symbol obróbki cieplnej	AK7	356	A356	357	A357	359	Tens. 50	LM25	AS70-Y	AS7-603-Y	AS7-606-Y	ALD	AL10	VAL3	
Rodzaj odlewu	Symbol obróbki cieplnej	T1	T6	T7	T6	T61	T61	T6	T62	TF	40	33	T5	T4	T0	
																LP
R_m [daN/mm ²]		20	23	26	23	26	25,5	32,5	23	23	24	20	21	30	34	34
$R_{0.2}$ [daN/mm ²]		17	19	21	20,5	26	20,5	28	16	18	16	20	20	21	21	21
A_5 [%]		2	3,5	2,0	5	7	5	3	2,5	1,5	2	4	2	4	3	6
HB [daN/mm ²]		60	70	90	100	90	100	100	80	75	80	75	80	80	80	80
Z_{go} [daN/mm ²]		6,0	9,1	6,3	7,5	9,1	10,6	10,6	10,6	10,6	10,6	10,6	10,6	10,6	10,6	10,6

TABLICA 7. Obróbka cieplna stopu PA9 i odpowiedników

Material	Postać	Symbol obróbki	Temperatura przesycaania [°C]	Temperatura starzenia [°C]	Czas starzenia [h]
PA9, W95 PA9, W95 W95	Blachy platerowane Odkuwki, kształtowniki, blachy nie-platerowane Jak wyżej	Tb, T Tb, T T	470 ± 5	120 do 125 140 ± 5 120 ± 160	24 16 3 ± 3
BS2L95 D.T.D. 520	Wszystkie wyroby Blachy grube		460 ± 10	135 ± 5 172 ± 3	ponad 12
7075	Blachy	T6, T62, T651 T7351	482 ± 5	121 ± 5 lub 97 ± 157 107 ± 168	24 4 ± 8 6 do 8 ± 14 do 18
	Kształtowniki	T6, T62, T651 T7351 T76, T7651	465 ± 5	121 ± 5 lub 99 ± 121 ± 149 107 ± 168 99 ± 163	24 5 ± 4 ± 4 5 do 8 ± 14 do 18 8 ± 24 do 28
	Odkuwki	T6, T652 T73, T7351	471 ± 5	121 ± 5 107 ± 177	24 6 do 8 ± 8 do 10
A-Z5GU	Wszystkie wyroby		465 ± 5	115 ± 5 135 ± 5 100 ± 120	24 8 24 ± 24

Obróbka cieplna stopów wysokowytrzymałych

Obróbka cieplna wysokowytrzymałych stopów aluminium składa się z operacji przesycaania i sztucznego starzenia. W różnych krajach stosuje się odmienne parametry obróbki cieplnej, które podano w tabl. 7. Tak wielka liczba wariantów wynika z konieczności dobierania warunków obróbki cieplnej do stawianych materiałowi wymagań. Na przykład obróbka T6 zapewnia maksymalną wytrzymałość i granicę plastyczności przy stosunkowo niskim wydłużeniu. Odporność korozyjna stopów w tym stanie jest najniższa. Jest to jedyny wariant obróbki cieplnej jedyne go krajowego stopu wysokowytrzymałego PA9. W innych krajach stop T6 jest stosowany wyłącznie dla blach i wyrobów cienkościennych. Najwyższą odporność korozyjną uzyskuje się przy obróbce T73, która daje jednocześnie spadek wytrzymałości o 12÷20% w stosunku do T6 (rys. 8). Stop T76 zapewnia własności pośrednie między T6 i T73.

Wprowadzenie dwustopniowego sztucznego starzenia było podyktowane dążeniem do podwyższenia odporności korozyjnej stopów wysokowytrzymałych odkąd w konstrukcjach zaczęto coraz częściej stosować elementy płytowe i duże odkuwki, których nie można platerować. Wprawdzie takie elementy są zabezpieczane kilkoma warstwami powłok lakierniczych, lecz w przypadku uszkodzenia powłoki o odporności korozyjnej decydują własności samego materiału, a te na ogół nie są bardzo wysokie. Znane są przypadki pękania i rozwarstwiania się korozyjnego elementów konstrukcyjnych; zdarzały się one i w Polsce.

W tablicy 8 zestawiono dane o odporności stopu W95 na korozję naprężeniową w 3% roztworze wodnym NaCl, w różnych stanach obróbki cieplnej. Najlepsze wyniki uzyskuje się przy dwustopniowym starzeniu. Drugie stadium starzenia powoduje tak zwane przestarzenie, w następstwie czego wzrasta odporność korozyjna, ale jednocześnie obniża się wytrzymałość.

Obecnie prowadzone są intensywne poszukiwania takiego procesu obróbki cieplnej, który zapewniłby jednocześnie wysoką odporność na korozję naprężeniową i rozwarstwianie korozyjne oraz wysokie własności wytrzymałościowe. Jedną z takich metod jest [25] przesycaanie stopu 7075 z temperatury 482 °C w oleju podgrzany do 115 °C, po czym wyroby przenosi się do pieca z temperaturą 120 °C i wygrzewa w ciągu 24 godzin. Po tym wyroby studzi się na powietrzu i poddaje drugiemu etapowi starzenia w 165 °C w ciągu kilkunastu godzin. Po 12 godzinach takiego starzenia stop ma granicę plastyczności 51 daN/mm² i odporność na kruche pęknięcie w roztworze NaCl charakteryzującą się $K_{sc} = 35 \text{ daN/mm}^{3/2}$.

Stosowanie dużych elementów konstrukcyjnych skomplikowało obróbkę cieplną również ze względu na odkształcanie się wyrobów w tym procesie. Ponieważ prostowanie jest bardzo trudnym zabiegiem, dąży się do maksymalnego obniżenia naprężeń powstających przy przesycaaniu. Najprostszym sposobem jest przesycaanie w gorącej, a nie w zimnej wodzie. Jednak u niektórych stopów, jak PA9 (W95 i 7075) a zwłaszcza W96c i 7178, powoduje to spadek

TABLICA 8. Odporność blach ze stopu W95 na korozję w 3% roztworze NaCl [9]

Warunki starzenia	Czas do zniszczenia próbek w dobach				
	5	4	3	2	1
120°C/24 godz.	5	4	3	2	1
140°C/16 godz.	4	9	9	7	20
120°C/2 godz. + 160°C/2 godz.	54	54	54	54	54
120°C/3 godz. + 160°C/3 godz.	54	54	54	54	54
120°C/8 godz. + 160°C/4 godz.	54	54	54	54	54

TABLICA 9. Własności odkuwek ze stopów W93 i W95 po przesycaaniu w różnych chłodziwach [26]

Chłodziwo	Kierunek wycięcia próbek	W93			W95		
		Rm [daN/mm ²]	Ro. 2	A ₅ [%]	Rm [daN/mm ²]	Ro. 2	A ₅ [%]
Woda 20°C	z szerokości	56,4	55,4	9,2	52,3	48,5	11,5
	z grubości	54,5	52,6	4,9	51,6	50,2	4,2
Woda 96°C	z szerokości	55,1	53,2	5,3	50,7	46,9	11,2
	z grubości	52,7	50,9	4,1	47,6	45,5	4,4
Olej 20°C	z szerokości	54,6	—	6,9	50,6	46,5	11,0
	z grubości	52,6	50,6	4,1	47,4	45,9	3,3
Olej 76°C	z szerokości	55,5	54,1	7,5	49,8	47,3	10,4
	z grubości	51,6	50,4	3,6	47,6	47,3	3,9

Uwaga: próbki przesycaano z 470 ± 5°C w różnych chłodziwach następnie starzono w 120/3 godz. + 165/4 godz.

własności mechanicznych. Stopy nie zawierające manganu i chromu są mniej czułe na ten parametr obróbki cieplnej (tabl. 9).

W 1973 roku ukazały się wzmianki o chłodziwach syntetycznych [27], będących mieszaninami poliglikoli (składów chemicznych literatura nie podaje). Stwierdzono, że te chłodziwa obniżają naprężenia w porównaniu z przesycaaniem w zimnej wodzie. Dzięki temu części nie odkształcają się, a własności są prawie takie same, jak przy przesycaaniu w wodzie (rys. 9).

Wnioski

Analizując przytoczone dane o rozwoju stopów i technologii obróbki cieplnej można stwierdzić, że stosunkowo prostymi metodami, bez nakładów inwestycyjnych, można uzyskać wyższe własności stopów wysokowytrzymałych. Są to:

- zmniejszenie zawartości zanieczyszczeń (żelaza i krzemu) w stopie PA9 oraz zastąpienie manganu cyrkonem,

Samolot obserwacyjny RWD-14 Czapla

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

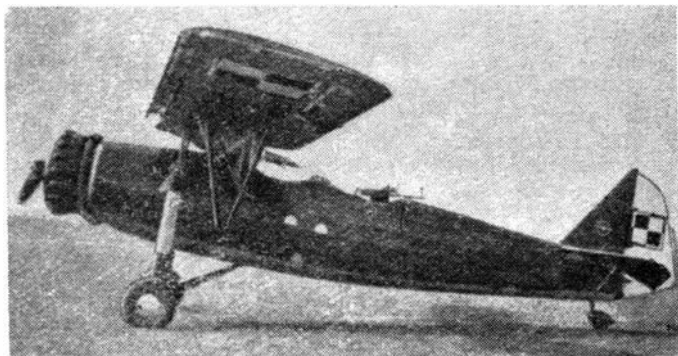
W działaniach wojennych w 1939 r. polskie eskadry obserwacyjne używały m.in. samolotów RWD-14 Czapla, które na wiosnę 1939 r. weszły do służby. W artykule przedstawiono dzieje rozwoju i użycia samolotu oraz opis jego konstrukcji i dane techniczne.

W 1933 r. w Doświadczalnych Warsztatach Lotniczych na zamówienie lotnictwa wojskowego powstał projekt wstępnego obserwacyjnego (tzw. wówczas towarzyszącego) samolotu RWD-12, który miał być następcą samolotu Lunlin R-XIII. Był on zbliżony do RWD-8 a napęd jego stanowił Wright 220 KM. Projekt nie został akceptowany i nie był zrealizowany, gdyż uznano, iż za mało wyprzedza istniejące konstrukcje. Został zastąpiony przez projekt S. Rogalskiego i J. Drzewieckiego RWD-14 z 1934 i 1935 r. Konkurentami jego były R-XXI i projekty wstępne PWS — odrzucone przez wojsko. W 1935 r. został zbudowany prototyp RWD-14 wyposażony w silnik Pratt-Whitney Wasp 400 KM.

Prototyp RWD-14 został oblatany pod koniec 1935 r. na lotnisku Okęcie w Warszawie. Próby fabryczne przeprowadzone w pierwszej połowie 1936 r. wykazały niższe osiągi od przewidywanych, a stąd konieczność przeprowadzenia

modyfikacji samolotu i zmniejszenia jego ciężaru. Na jesieni 1936 r. została opracowana dokumentacja zmodyfikowanej wersji samolotu. Kratownicę kadłuba przekonstruowano zmieniając rury ze stali węglowej na rury ze stali chromo-molibdenowej oraz wykrzyżowanie z drutu — prętami z rur, zmniejszając ciężar konstrukcji. Zmieniono okucia skrzydeł i zastrzałów — umożliwiając składanie skrzydeł. Zbiornik paliwa, który znajdował się nad nogami pilota, zastąpiono zbiornikiem zajmującym całą wysokość przodu kadłuba. Silnik Wasp zastąpiono podobnym polskim G-1620 A Mors I.

W zimie 1936/37 wykonano tak zmodyfikowany drugi, a następnie i trzeci prototyp, oznaczając je RWD-14a. Pierwszy prototyp przeszedł próby w ITL i na początku kwietnia 1937 r. został zwrócony wytwórni. W dniu 20.IV. 1937 r. pilot doświadczalny DWL-A. Onoszko — nie mogąc wyprowadzić drugiego prototypu z lotu nurkowego wyskoczył na spadochronie, a samolot rozbił się. Wówczas w trzecim prototypie na wniosek ITL przekonstruowano usterzenie z jednodźwigarowego na dwudźwigarowe, w celu wzmocnienia jego konstrukcji. Przy nurkowaniu na trzecim prototypie w 1937 r. wystąpił ten sam problem. Pilot E. Przysiecki opuścił na spadochronie samolot, który następnie rozbił się.



Rys. 1. Pierwszy egzemplarz RWD-14b Czapla zbudowany w LWS; podczas prób w ITL



Rys. 2. Czapla skośnie od tyłu. Podczas prób samolot miał biały ster kierunku

— dokonanie nieznacznej modyfikacji składu chemicznego stopu AK7 przez obniżenie stężenia żelaza i wprowadzenie nieznacznych ilości berylu oraz tytanu zamiast manganu,

— wprowadzenie dwustopniowego starzenia stopu PA9.

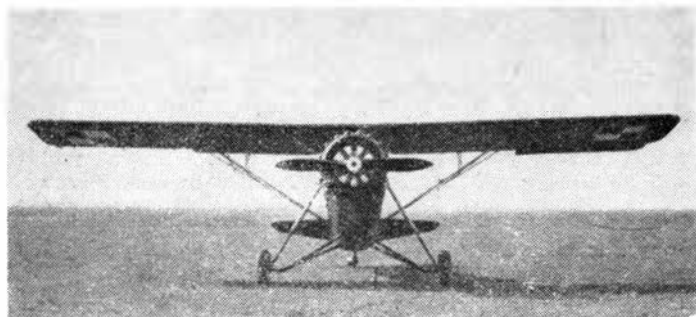
Dodatkowe efekty można uzyskać przez użycie chłodziw syntetycznych, jednak wymaga to przeprowadzenia badań nad ich składem chemicznym.

LITERATURA

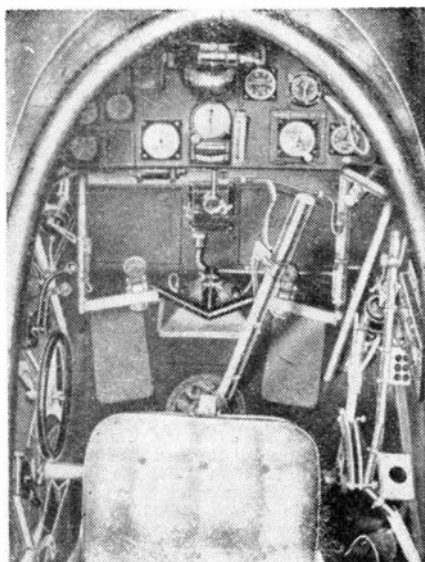
1. Polskie normy PN-68/H-88026, PN-70/H-88027.
2. Normy radzieckie GOST 2685-63, GOST 4784-74.
3. Normy amerykańskie ASTM B26-75, ASTM B108-75, ASTM B209-74.
4. Normy francuskie NF A57-350, NF A57-650, NF A57-702.
5. Normy brytyjskie BS 1470:1972, BS 1490:1970.
6. Struktura i svojstwa polufabrikatow iz aluminievych spлавov. Moskwa 1974 Metallurgia.
7. Promyslenne deformiruemye, speczennye i litejnye aluminievye spлавy. Moskwa 1972 Metallurgia.
8. Metal Progress v. 105, nr 3/1974, s. 41-75.
9. Primenenie aluminievych spлавov. Moskwa 1973 Metallurgia.
10. Aluminium. Design and Application v. 2. ASM 1967.
11. K. MISKA: Forteen New Aluminium Alloys Offer Strength, Ductility and Conductivity. Materials Engineering nr 2/1974, s. 20-22.
12. Alloys and Processes That Improve User Utilization. Metal Progress v. 105, nr 7/1974, s. 53-61.
13. Metals Handbook v. 1. ASM 1966.
14. J. L. CHRISTIAN, J. F. WATSON: Advances in Cryogenic Engineering v. 6, 1961, s. 604-621.
15. R. E. ZINKHAM, J. H. DEDERICK: Fracture Behavior of Aluminium Alloys. Fracture. An Advanced Treatise v. 6, s. 299-370. Acad. Press. New York, London 1969.
16. F. V. TULANKIN I INNI: Vlijanie technologiczeskich faktorov na strukturu i svojstva pokovok iz splava W93. [w:] Aluminievye spлавy, vyp. 3. Maszynostrojenie 1964, s. 120-135.
17. I. N. FRIDLANDER: Vysokoprocnyne deformiruemye aluminievye spлавy. Moskwa 1960 Oborongiz.
18. Aerospace Structural Metals Handbook v. 2. Syracuse University Press 1963.
19. Damage Tolerant Design Handbook. Metals and Ceramics Information Center Battelle 1972.
20. E. I. KUTAJCEVA, Z. G. FILIPOVA: Vlijanie uslovij termiczskoj obrabotki na mechaniczeskie svojstva i kaczestvo poverchnosti pressovannyh izdelij iz spлавov W95 i D16. [w:] Aluminievye spлавy, vyp. 3. Deformiruemye spлавy. Moskwa 1964 Maszynostrojenie, s. 216-226.
21. M. DEVELAY: Elements pour la caracterisation, la selection et l'utilisation des alliages d'aluminium corroyes à haute resistance. L'Aéronautique et L'Astronautique nr 45/1974, s. 49-63.
22. Databook 1974. Metal Progress v. 106, nr 1, 1974.
23. Aluminium 2. Engineering Materials and Design, March 1975, s. 17-24.
24. H. A. HOLL: New High Strength Aluminium Alloy. Aircraft Engineering Jan. 1975, s. 25-31.
25. Materials Engineering nr 6-7, 1974, s. 36.
26. V. I. CHOLNOVA I INNI: Vlijanie razlicznych režimov termoo-brabotki na mechaniczeskie svojstva splava W93. [w:] Aluminievye spлавy vyp. 3. Deformiruemye spлавy. Moskwa 1964 Maszynostrojenie, s. 153-158.
27. T. R. CROUCHER: Synthetic Quenchants Eliminate Distortion. Metal Progress Nov. 1973, s. 52-55.
28. S. J. ASHTON, J. F. CLEAVE: Advance Materials and Processing Techniques. Aircraft Engineering Jan. 1975, s. 7-13.
29. V. G. KUDRJASZOV, V. I. SMOLENCEV: Vjazkost' razruszenija aluminievych spлавov. Moskwa 1976 Metallurgija.



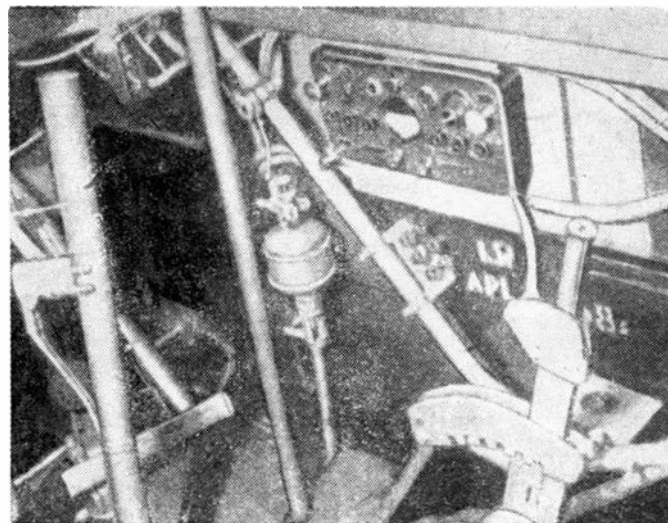
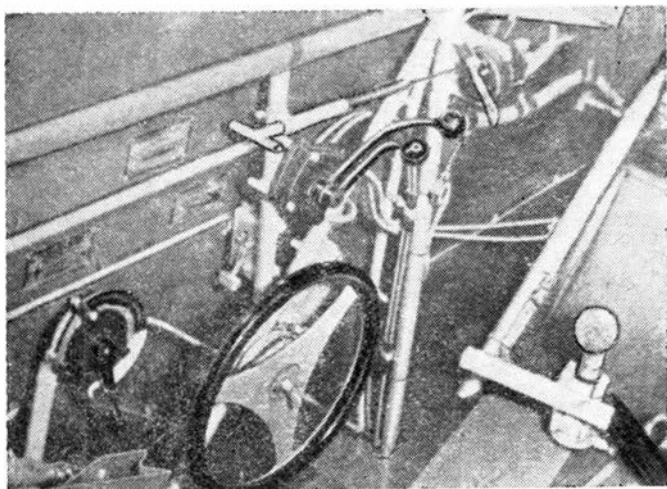
Rys. 3. Czapla ze złożonymi skrzydłami



Rys. 4. Czapla z przodu. Żaluzja na silniku zamknięta (malowana na biało)



Rys. 5. Kabina pilota. Na tablicy przyrządów od lewej: manometr oleju, manometr paliwa, termometr oleju, obrotomierz, prędkościomierz z chylomierzem (tzw. kontroler lotu) busola, chylomierz podłużny, wariometr, wysokościomierz, zegar czasowy i paliwomierz oraz uchwyt ładowniczy k.m. Na orczyku dźwignia hamulców. Na drążku sterowym dźwignia spustowa k.m.



Rys. 7. Prawa burta kabiny pilota. Widoczne: gaśnica, tablica wyłączników elektrycznych i dźwignia regulacji fotela

W końcu znaleziono przyczynę wypadków. Okazało się, że przy dużej prędkości lotu występowało odkształcenie kratownicy kadłuba i przy uprzednim oddaniu drążka sterowego jama z dźwigni układu sterowania zahaczała o pręt kraty kadłuba; wówczas samolot nie dał wyprowadzić się z nurkowania i rozpędzał się aż do rozsypania w powietrzu. Kłopoty z prototypami opóźniły zakończenie prób samolotu o dwa lata. Na początku 1938 r. ukończył próby w Instytucie Technicznym Lotnictwa, zbudowany na jesieni 1937 r., czwarty prototyp RWD-14b o wzmocnionym tyle kadłuba i poprawionej kinematyce układu sterowania — napędzany silnikiem G-1620 B Mors II.

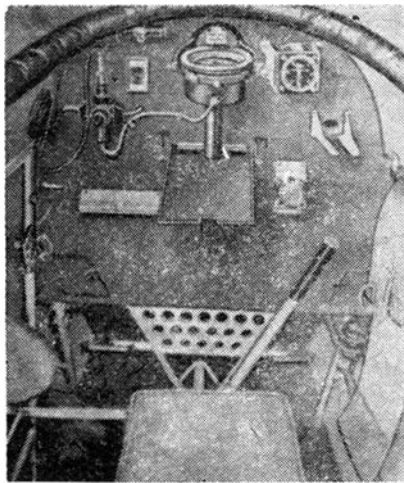
W 1938 r. poprawioną dokumentację RWD-14b przekazano do Lubelskiej Wytwórni Samolotów, w zamian za pokrycie przez Dowództwo Lotnictwa kosztów prac prototypowych. Przygotowaniem produkcji tego samolotu kierował w LWS inż. R. Bartel, a przeprowadzaniem zmian konstrukcyjnych — inż. R. Aleksandrowicz. LWS rozpoczął w 1938 r. produkcję serii RWD-14. Samolot otrzymał od wojska nazwę Czapla. Samoloty seryjne różnił od prototypu wiatrochron drugiej kabiny, który można było wysunąć w celu lepszego osłonięcia obserwatora. Produkcję Czapli zakończono 28.II 1939 r. Zbudowano 65 samolotów seryjnych. Cena płatowca wynosiła około 45 000 zł, zaś silnika około 40 000 zł.

RWD-14 Czapla miała dobre własności krótkiego startu i lądowania, podobnie jak samoloty RWD-9 i RWD-13. Ze względu na przedłużony okres rozwoju, w chwili gdy weszła do użytku, była już nieco przestarzała, tym bardziej, że w 1939 r. rozpoczęto produkcję nowoczesnych samolotów LWS-3 Mewa o podobnym przeznaczeniu. Czapla i Mewa miały zastąpić samoloty R-XIII w eskadrach obserwacyjnych (uprzednio zwanych towarzyszącymi).

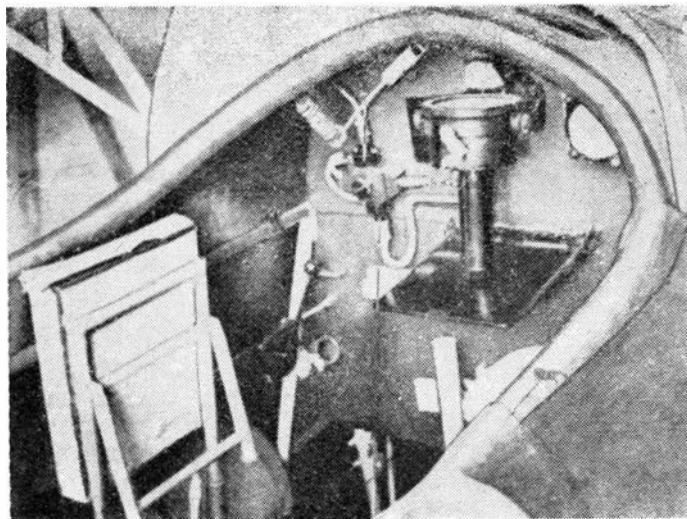
Na wiosnę i w lecie 1939 r. na Czaple przebrojono eskadry obserwacyjne: 13 esk. w 1 pułku lotniczym w Warszawie, 23 esk. w 2 pl. w Krakowie, 33 esk. 3 pl. w Poznaniu, 53 esk. w 5 pl. Lidzie, 63 esk. w 6 pl. we Lwowie. Każda eskadra otrzymała po 7 Czapli — razem 35 samolotów. Pozostałe 30 Czapli było w rezerwie — z których kilka przydzielono do Centrum Wyszkożenia Lotniczego w Dęblinie. W końcu sierpnia 1939 r. eskadry te zostały przeniesione z pułków do lotnictwa poszczególnych Armii: 13 esk. do Samodzielnej Grupy Operacyjnej Narew, 23 esk. do armii Łódź, 33 esk. do armii Poznań, 53 esk. do armii Modlin, 63 esk. do armii Kraków. W ramach tych armii walczyły one podczas wojny we wrześniu 1939 r. Po dwie Czaple otrzymały podczas wojny w ramach uzupełnień 31 esk., 56 esk. i 63 esk.

Większość Czapli uległa zniszczeniu podczas działań wojennych, przy czym jako nowy, nieznan typ — były również zestrzelwane przez własne wojsko. Około 10 Czapli zostało ewakuowanych do Rumunii, a jedna na Węgry.

Rys. 6. Lewa burta kabiny pilota. Od lewej dźwignienka (korbka) zaworu paliwa, koło regulacji statecznika pionowego, dźwignie sterowania przepustnicy i składu mieszanki, uchwyt regulacji przystony (żaluzji) silnika



Rys. 8. Kabina obserwatora. Na tablicy przyrządów: busola, wysokościomierz, zegar czasowy i stolik na mapy

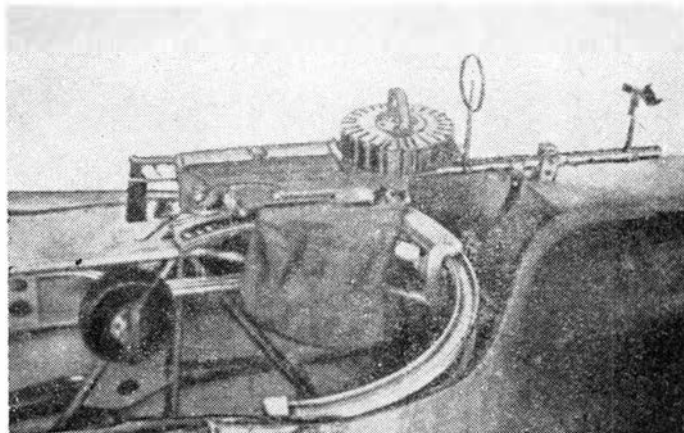


Rys. 9. Kabina obserwatora ze złożonym krzesłem

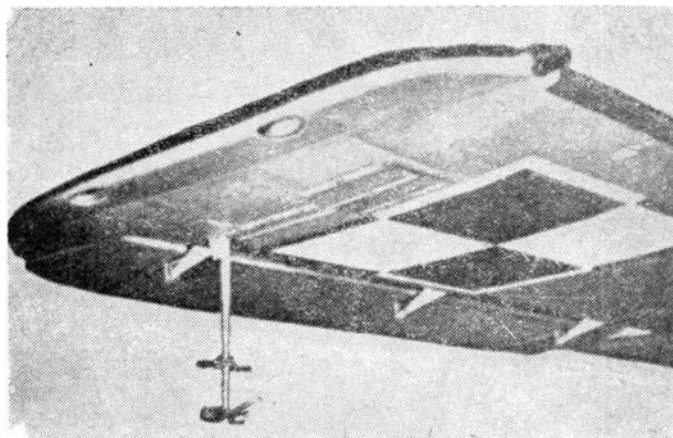
Konstrukcja

Dwumiejscowy samolot obserwacyjny mieszanej konstrukcji, o układzie zastrzałowego górnopłata ze stałym podwoziem.

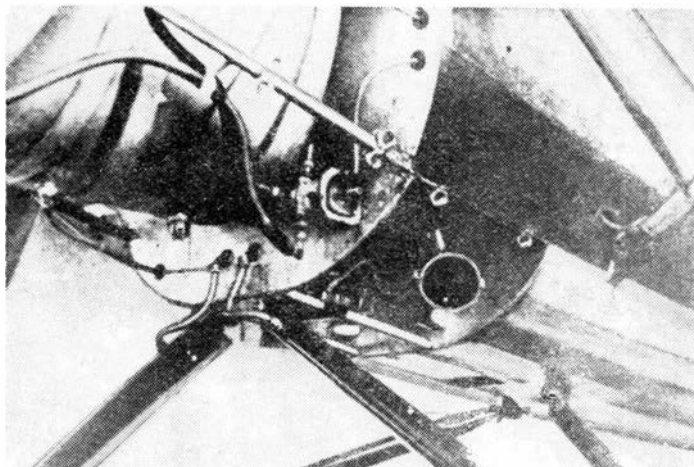
Kadłub o przekroju owalnym, kratownicowy, spawany z rur stalowych chromo-molibdenowych, kryty płótnem na szkielecie z listew drewnianych. Przód kadłuba za silnikiem kryty blachą aluminiową. Kabina dwumiejscowa, otwarta, osłonięta z przodu wiatrochronami. Tablica przyrządów w przedniej kabine wyposażona w prędkościomierz z zakrętomierzem (tzw. kontroler lotu), wysokościomierz, wariometr, busolę, chyłomierz podłużny, obrotomierz, termometr, termometr oleju, manometr paliwa, zegar czasowy i paliwomierz. Na lewej burcie dźwignie przepustnicy i regulatora składu mieszanki, koło regulacji statecznika poziomego i przełącznik iskrowników. Na prawej burcie pompka zastrzykowa, gaśnica, dźwignia wyrzutu rakiet i tablica rozdzielcza instalacji elektrycznej. Sterownice podwójne (w kabine obserwatora drążek sterowy wyjmowany). Napęd sterów popychaczowo-linkowy. Na orczyku dźwignie hamulców kół. W kabine obserwatora zegar czasowy, wysokościomierz, busola i stolik do map. Na lewej burcie dźwignia przepustnicy, przełącznik iskrowników i rakiety, na prawej — gaśnica. Krzesło obserwatora składane. W skład wyposażenia wchodzi apteczka. Instalacja elektryczna 24 V zasilana z prądnicy Era 300 W (napędzanej przez silnik) i akumulatora Tudor 24 V — 20 A — 10 min. W skład instalacji wchodziło: oświetlenie kabin, zasilanie aparatów foto i radio oraz rakiet oświetlających, światła pozycyjne oraz reflektor sygnalizacyjny do lądowania (z lewej strony dołu kadłuba). W tyle kabiny obserwatora radiostacja N2L/0 i miejsce na zabudowę aparatu fotograficznego. Z lewej strony kadłuba — stopnie. Podwozie trójgoleniowe, z amortyzatorami olejowo-powietrznymi Avia 50300 PBT i kołami niskociśnieniowymi (1,5—1,7 at) Dunlop. Rozstaw kół 3,12 m. Podwozie ogonowe z pneumatykiem i sprężynowym amortyzatorem, samonastrawne, z owiewkiem.



Rys. 10. K.m. obserwatora na półobrotnicy. Pod k.m-em worek na łuski. Na lufie przeziernik kołowy i muszka wiatrowa. Na burcie zapasowy magazynek

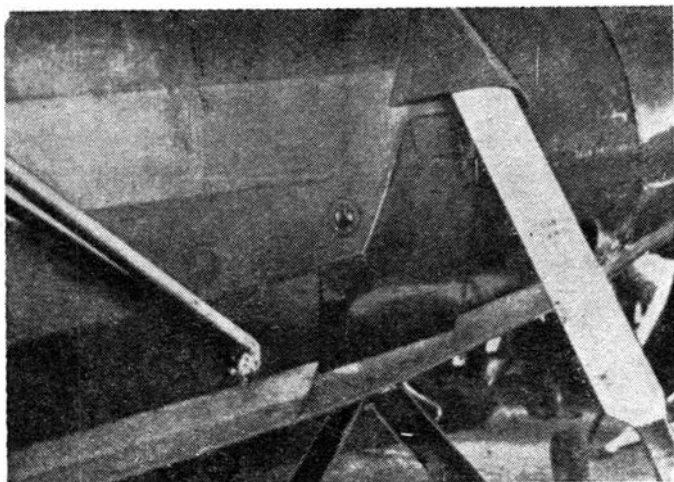


Rys. 11. Końcówka płata. Widoczny składany uchwyt rac oświetlających i drzwiczki komory rac, uchwyty na końcu płata i światło pozycyjne



Rys. 12. Przód kadłuba od dołu. Widoczny reflektor

Płat prostokątny z lekkim skosem, trójdzielny, drewniany, dwudźwigarowy, kryty sklejką do pierwszego dźwigara, dalej płótnem, wyposażony w trójdzielne drewniane sloty automatyczne sprzężone z sobą, składany do tyłu (szerokość samolotu po założeniu — 3,9 m), wsparty na kadłubie za pomocą kozła z rur stalowych i podparty zastrzałami z rur stalowych o układzie V. Łotki szczełi-nowe. Na prawym płacie uchwyt na dwie rakiety (race) oświetlające. Usterzenie drewniane. Stateczniki kryte sklejką, stery — płótnem. Statecznik poziomy przestawialny (-4° , $+7^{\circ}$, mechanizmem śrubowym napędzanym linkami) podparty zastrzałami. Statecznik pionowy zaklinowany o $1,5^{\circ}$ w lewo.

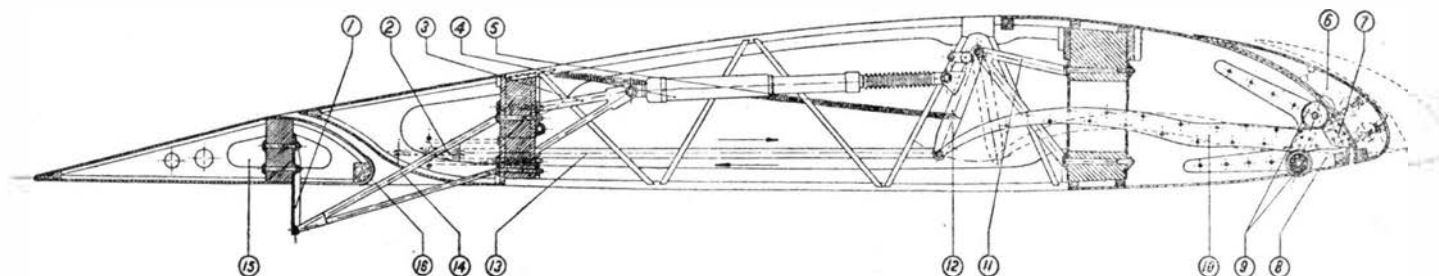


Rys. 13. Prawa strona przodu kadłuba. Poniżej okucia mocowania goleni wziernik do wyjmowania łusek. Zastrzał złożony do tyłu

Malowanie. Samolot od góry malowany był na zielono-oliwkowo, zaś od spodu na jasnoniebiesko. Szachownice na skrzydłach małe, rozmieszczone niesymetrycznie. Prototypy miały ster kierunku malowany na biało. W eskadrach samoloty miały namalowane na kadłubie białe numery eskadrowe (od 1 do 7).

DANE TECHNICZNE

	RWD-14a	RWD-14b
Silnik	G 1620 A	G 1620 B
Moc [KM]	410	470
Rozpiętość [m]	11,9	11,9
Długość [m]	8,95	9,0
Wysokość [m]	3,05	3,0
Powierzchnia nośna [m ²]	22,0	22,0
Masa własna *) [kg]	1125	1225
Masa użyteczna [kg]	475	475
Masa całkowita [kg]	1600	1700
Obciążenie powierzchni [kg/m ²]	73	77
Obciążenie mocy [kg/KM]	4,7	3,95
Prędkość maksymalna (H = 0 m) [km/h]	---	247
Prędkość przelotowa na h = 0 m [km/h]	---	210
Prędkość przelotowa na h = 2 km [km/h]	---	232
Prędkość minimalna [km/h]	---	80



Rys. 14. Przekrój płata; mechanizm slotu: 1 — dźwignia lotki, 2 — dźwignia sprzężenia lotki ze slotem, 3 — konsola tłumika, 4 — tłumik, 5 — sprężyny, 6 — slot, 7 — okucie łączące slot z suwadłem, 8 — płatek, 9 — krążki suwadła, 10 — suwadło slotu, 11 — konsola dźwigni slotu, 12 — dźwignia slotu, 13 — popychacz, 14 — wysięgnik okucia lotki, 15 — lotka, 16 — noskowe wyważenie lotki

Uzbrojenie: 1 k.m. Vickers F 7,7 mm ruchomy obserwatora (388 szt. naboł) i 1 k.m. wz. 33 7,7 mm stały pilota (500 szt. naboł) z synchronizatorem Szal JS-38 strzelający między cylindrami przez śmigło.

Silnik chłodzony powietrzem, 9 cylindrowy, gwiazdowy, PZL G-1620 B Mors II o mocy chwilowej 470 KM, mocy startowej 420 KM, mocy nominalnej 400 KM przy 2150 obr./min i masie 290 kg. Łoże silnika spawane z rur stalowych. Osłona silnika pierścieniowa z blachy aluminiowej. Za silnikiem pierścieniowy kolektor spalin. Śmigło dwupłatowe, drewniane, stałe Szomański. W przodzie kadłuba za silnikiem zbiornik główny na 265 l, w baldachach na 50 l, razem 315 l paliwa. Pojemność zbiornika oleju 31 l. Przelotowe zużycie paliwa ok. 105 l/h.

Wznoszenie [m/s]	---	6,1
Pułap [m]	---	5100
Zasięg [km]	---	675
Rozbieg [m]	---	140
Dobieg (z hamulcami) [m]	---	120
Start na h = 20 m [m]	---	370
Lądowanie z h = 5 m [m]	---	225

*) — wraz z uzbrojeniem masa RWD-14b bez wyposażenia zdejmowanego — 1153 kg).

LITERATURA

1. Instrukcja obsługi samolotu Czapla. Dowództwo Lotnictwa. Warszawa 1939.
2. Instrukcja użytkowania samolotu Czapla. Dowództwo Lotnictwa. Warszawa 1939.

W NASTĘPNYM NUMERZE

W artykule wstępnym A. Glass porusza interesujące zagadnienie znaczenia wiedzy ekonomicznej konstruktora lotniczego: *Ponieważ obecnie większość seryjnie budowanych samolotów ma osiągi bliskie górnej granicy możliwości dla danej kategorii i danego napędu — nie osiągi techniczne decydują o zakupie samolotu, lecz jego ekonomia.*

Tego samego autora relacja z Lotniczo-Kosmicznego Salonu Paryskiego 1977 zapoznaje czytelników z najważniejszymi nowościami w poszczególnych kategoriach samolotów. Dokładniej omawia rozwój samolotów patrolowych.

W czerwcu odbyły się także 49 Międzynarodowe Targi Poznańskie, na które przybyła rekordowa liczba wystawców z 45 krajów. Lotnicze oferty

na MTP'77 przedstawia artykuł Z. Rubini.

J. Grzegorzewski omawia osiągnięcia Związku Radzieckiego w dziedzinie techniki astronautycznej w artykule pt. *20 lat ery kosmicznej*. W następnym numerze zamieszczamy I część dotyczącą okresu do roku 1958.

Problem efektywności użycia w walce samolotów szturmowych i bliskiego wsparcia omawia w kolejnym artykule W. Waśkowski. Na podstawie wskaźników strat ponoszonych przez tę klasę samolotów autor wysnuwa wnioski na temat przyszłości tego rodzaju sprzętu.

Sprężyste skrzydło jest nowym rodzajem ultralekkiego płata nośnego, którego pierwowzór zostały wykonane w Instytucie Lotnictwa w 1970 r. J. Wolf omawia to zagadnienie, korzystając

z niepublikowanych dotąd danych i wykresów.

W dziale Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ zamieszczamy J. Sławińskiego *Ocenę przydatności polskich samolotów w wojnie obronnej 1939 r.* Artykuł powstał jako refleksja nad książką A. Glassa *Polskie konstrukcje lotnicze 1893—1939*.

KARTOTEKA TLIA przedstawia szybowiec klasy standard — VSO-10 (Czechosłowacja) i ciężki samolot transportowy krótkiego startu i lądowania — Boeing YC-14 (USA).

W POMOCACH KONSTRUKCYJNYCH znajduje się II część artykułu pt. *Badania momentów zawiasowych w tunelu aerodynamicznym*.

W cyklu *Głównych terminów francuskich* TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY zawiera pojęcia związane z hasłami: pilot i kabina.

WAŚKOWSKI W.

Düsen-Übungsflugzeuge — ihre Rolle und Zukunft

Ursachen der Konjunktursteigerung für die Übungsflugzeuge. Vergleich der Übungsflugzeuge von I und II Generation. Einfluss der Höchstgeschwindigkeit des Flugzeuges auf seinen Preis und die Trainingskosten. Grundforderungen, die ein Düsen-Übungsflugzeug von II Generation erfüllen darf, um der Markt-Erfolg zu erreichen.

KOSTIA T.

Analyse von Flugzeugunfälle

Analyse der Unfallstatistik im Betrieb der zivilen Luftfahrzeuge. Es wurde auf Grund der zugänglichen ausländischen Quellen, die für die Flugsicherheit wesentliche Probleme darstellen analysiert. Diese Fragen sind beim Betrieb, wie auch bei der Entwicklung der neuen Luftfahrtkonstruktionen, besonders der Agrarflugzeuge zu berücksichtigen.

SZUMAŃSKI K.

Optimierung des Hubschrauberentwurfes (2)

Optimierung der Hubschrauber-Konstruktionsparameter wegen der Benutzung der elektronischen Datenverarbeitung bei Bearbeitung des mathematischen Modells von dem Hubschrauber wie auch beim technischen Entwurf. Verlauf des optimalen Entwurfensprozesses.

MALIŃSKI E.

Neue Generation der Aneroidhöhenmesser

Klassifikation und Funktionen der Aneroidhöhenmesser. Die Richtungen der neuen von den Herstellern vorgeschlagenen technischen Lösungen. Es wurde die kodierenden und elektronischen Höhenmesser charakterisiert, wie auch ihre Konstruktion wurde beschrieben.

KARLIŃSKI W.

Konstruktions-Aluminiumlegierungen für die Unterschall-Flugzeugzellen

Die chemische Zusammensetzung und Eigenschaften der in Polen und im Ausland hergestellten hochwiderstandsfähigen Aluminiumlegierungen. Der Verwendungsbereich dieser Legierungen. Einfluss der Technologie von der angewandten Wärmebehandlung auf die Ermüdungs- und Korrosionsbeständigkeit. Die Erhöhungsmethoden der Legierungseigenschaften.

GLASS A.

Aufklärungsflugzeug RWD-14 Czapla

In den Kampfhandlungen 1939 polnische Aufklärungsstaffeln verwendeten u.a. RWD-14 Czapla Flugzeuge, die im Frühling 1939 traten den Dienst an. Im Artikel wurde die Entwicklungs- und Anwendungsgeschichte wie auch Konstruktionsbeschreibung und technische Daten dargestellt.

WAŚKOWSKI W.

Реактивные тренировочные самолеты — их роль и будущее

Причины роста спроса на тренировочные самолеты. Сравнение самолетов I и II генерации. Влияние развиваемой скорости на цену самолета и стоимость тренировки. Основные требования, которые должен выполнять реактивный тренировочный самолет II генерации для хорошей продажи.

KOSTIA T.

Анализ статистики легких происшествий в эксплуатации гражданских летательных аппаратов

Опираясь на доступные зарубежные материалы указаны проблемы существенные для безопасности полета. Эти вопросы следует учитывать при эксплуатации и при разработке новых конструкций, особенно сельскохозяйственных самолетов.

SZUMAŃSKI K.

Оптимизация проекта вертолета (2)

Оптимизация параметров конструкции вертолета путем использования электронной вычислительной техники при разработке его математической модели и во время технического проекта. Оптимальный процесс проектирования.

MALIŃSKI E.

Новая генерация барометрических высотомеров

Классификация и функции барометрических высотомеров. Направления новых технических решений, предлагаемые изготовителями. Описание конструкции и характеристика кодирующих и электронных высотомеров.

KARLIŃSKI W.

Конструкционные сплавы алюминия для подзвуковых самолетов

Химический состав и технология термической обработки изготавливаемых в Польше высокопрочных сплавов алюминия, сравнение с мировым производством. Методы улучшения свойств сплавов алюминия, применяемых для изготовления самолетов.

GLASS A.

Разведывательный самолет RWD-14 „Чапля”

В военных действиях 1939 г. польские разведывательные эскадрильи пользовались м.др. самолетами RWD-14 „Чапля” которые весной 1939 г. вступили в строй. В статье указана история развития и использования самолета, описана его конструкция и даны технические данные.

Inżynierowie specjaliści w dziedzinie osprzętu lotniczego

Zgodnie z wytycznymi Zarządzenia nr 14 Ministra Przemysłu Maszynowego, w Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Warszawa II w IV kwartale ub.r. powołana została Zakładowa Komisja Oceny Osiągnięć Inżynierów. Komisja ta — pod przewodnictwem dyrektora d.s. technicznych, inż. Edmundą Kowalewskiego — rozpatrzyła dossier kandydatów do tytułu specjalisty zawodowego. Na wniosek ZKOOI — decyzją Ministra Przemysłu Maszynowego — tytuły specjalistów I stopnia w zakresie konstrukcji oraz technologii otrzymali następujący pracownicy: mgr inż. M. Bartoń, inż. W. Capała, mgr inż. M. Cichawa, inż. J. Czarny, inż. A. Hadryś, mgr inż. T. Jarmuł, mgr inż. S. Jaśkiewicz, inż. R. Kapłon, mgr inż. M. Olbryś, mgr inż. S. Myszką, inż. J. Piskorski, mgr inż. A. Stelmaszczyk i mgr inż. S. Wesółowski. Kolegom SIMP-owcom — członkom Sekcji Lotniczej — składamy z tej okazji serdeczne powinszowania i życzenia rychłego osiągnięcia II stopnia specjalizacji w naszej branży.

Na marginesie tych nominacji przypomnijmy, że zagadnienie specjalizacji zawodowej inżynierów zainicjowała Naczelna Organizacja Techniczna jeszcze na początku lat sześćdziesiątych. Do niedawna nadano zaledwie 300 stopni specjalizacyjnych, z czego prawie 2/3 przypadło na resort przemysłu maszynowego. W okresie kilku miesięcy 200 inżynierom tego resortu nadano tytuły specjalistów, a dokumentacja dla dalszych 650 kandydatów oczekuje na rozpatrzenie.

Jubileusz WSK w Kaliszu

WSK PZL-Kalisz 25 lat swej działalności uczciła organizując w dniu 18 maja br. naradę naukowo-techniczną na temat nowoczesnych tendencji w konstrukcji i technologii tłokowych silników lotniczych. W czasie imprezy — odbywającej się staniem administracji WSK i miejscowego Oddziału Sekcji Lotniczej SIMP — pracownicy nauki lotnictwa wygłosili następujące referaty:

— W. Kunikowski — *Rozwój konstrukcji tłokowych silników lotniczych w mintonym 25-leciu PZL-Kalisz;*

— L. Piechowski — *Wybrane zagadnienia konstrukcyjne współczesnych tłokowych silników lotniczych;*

— J. Chomiak — *Zastosowanie elektronicznej techniki obliczeniowej w pracach nad rozwojem lotniczych silników tłokowych;*

— M. Jarmołowski i R. Karczmowicz — *Rozwój technologii wytwarzania silników lotniczych tłokowych w WSK PZL-Kalisz;*

— L. Dąbrowski, J. Kozak i J. Peronczyk — *Elektroniczne sposoby wykończenia części przepływowych maszyn wirnikowych.*

W naradzie wzięli udział przedstawiciele szkół wyższych, instytutów i zakładów Zjednoczenia PZL.

Działalność Sekcji Lotniczej SIMP w Bielsku-Białej

Oddział Sekcji Lotniczej SIMP w Bielsku-Białej jeszcze nie powstał i lotniczą działalność SIMP w mieście i województwie

reprezentowało Koło SIMP przy Przedsiębiorstwie Doświadczalno-Produkcyjnym Szybownictwa PZL-Bielsko. Liczy ono 52 członków, a wśród nich jest 28 inżynierów. W ub.r. Zarząd Koła prowadził intensywne prace naukowo-techniczne i studyjne. Na zlecenie przedsiębiorstwa SIMP-owcy opracowali opinię Stowarzyszenia na temat perspektywnego rozwoju krajowego i światowego szybownictwa oraz związanych z tym prac i założeń dla rozbudowy zakładu PZL-Bielsko.

W związku ze zleceniem Koło Zakładowe SIMP przy Przedsiębiorstwie Doświadczalno-Produkcyjnym zorganizowało narady techniczne na następujące tematy:

— stan aktualny i kierunki rozwoju konstrukcji szybowców i motoszybowców (zawodniczych, wyczynowych i treningowych),

— analiza metod szkolenia szybowcowego oraz określenie rodzaju i wielkości zapotrzebowania na sprzęt szkolny (dwumiejscowe szybowce i motoszybowce);

— tworzywa konstrukcyjne oraz rozwój technologii budowy szybowców,

— ocena światowej produkcji szybowców i motoszybowców, perspektywy jej rozwoju oraz przyszłe zapotrzebowanie na sprzęt szybowcowy; na tym tle perspektywy rozwoju zakładów PZL-Bielsko.

Opracowane materiały i wnioski posłużyły do perspektywicznego planu rozwoju przedsiębiorstwa szybowcowego. Członkowie Koła SIMP wygłosili w ub.r. 6 odczytów oraz opublikowali 11 artykułów technicznych. Zorganizowano również 3 wystawy, 2 konkursy i zbiorowy wyjazd na Szybowcowe Mistrzostwa Świata w Finlandii. Ważny był też tamże udział przedstawiciela przedsiębiorstwa szybowcowego w obradach Kongresu OSTIV.

Na podkreślenie zasługuje pobudzenie działalności nowatorskiej w przedsiębiorstwie. Pięciu SIMP-owców pracuje w zarządzie KTIR i tyłuż w Komisji Racjonalizatorskiej, prowadząc doradztwo oraz pomagając w redagowaniu projektów. Z ich pomocą przeprowadzono konkurs Młodych Mistrzów Racjonalizacji. Projekt szybowca zgłoszono do nagrody NOT. Wspomnieć też trzeba, że sześciu kolegów ma tytuł rzeczoznawcy, zaś czterech — pełni funkcję tłumaczy. O roli Koła Zakładowego SIMP świadczy fakt, że jego członkowie czynnie współpracowali w komisjach problemowych Rady Robotniczej, działali w KSR-ach i wreszcie brali czynny udział w Zakładowej Komisji Oceny Osiągnięć Inżynierów, typującej kandydatów na specjalistów I i II stopnia.

Spotkanie z płk. Makowskim i I Kongres Inżynierów

W kwietniu br. w Warszawskim Klubie Seniorów Lotnictwa APRL, przy ul. Krakowskie Przedmieście 55, odbyło się spotkanie członków Klubu z płk. inż. Wacławem Makowskim, byłym dowódcą Dywizjonu 300. Jak już informowaliśmy, członek Związku Polskich Inżynierów Lotniczych (ZPIL), inż. Makowski, był przed wojną naczelnym dyrektorem Polskich Linii Lotniczych LOT i — jako pilot — wstąpił się międzykontynentalnym rajdem komunikacyjnego samolotu liniowego Lockheed Electra Super L. 14 H. I (co dziś wydawać się może legendą) wspólnie z dyrektorem technicznym LOT-u, inż. Stanisławem Krzyszkowskim, planował uruchomienie w 1940 r. polskiej linii transatlantyckiej. Gdyby nie wojna, liniowce PLL

LOT latałyby do Stanów Zjednoczonych wcześniej niż samoloty KLM.

Podczas spotkania kol.: Wiktor Leja odczytał dezyderaty w sprawie komunikacji lotniczej, zgłoszone w referacie dyr. Makowskiego na I Polskim Kongresie Inżynierów we Lwowie (13 września 1937 r.). Zarówno referat (pochodzący ze zbiorów kol. Leji), jak również treść wniosków z dziwią aktualnością w zastosowaniu do dzisiejszych potrzeb oraz postulatów polskiego lotnictwa komunikacyjnego i mogłyby być zgłoszone na VII Kongres Techników Polskich, w kwietniu 1977 r.

Inicjatywy Koła SIMP przy DW OPK

Koło Wojskowe SIMP przy Dowództwie Wojsk Obrony Powietrznej Kraju łączyło w 1976 r. działalność 5 kół SIMP i 3 kół SEP.

Zorganizowano dwie giełdy projektów wynalazczych oraz naradę z udziałem dowództwa, członków kół NOT i racjonalizatorów, poświęconą usprawnieniom bazy obsługowo-naprawczej sprzętu wojskowego.

Wśród kół SIMP i SEP rozpisano konkurs z nagrodami na najlepiej pracujące koło SNT w Wojskach OPK.

Koło organizuje zabawy taneczne — dla kilku kół — połączone z pokazami filmowymi i pogadankami.

Dla kół o niewielkiej liczbie członków Zarząd Koła SIMP przy DW OPK postuluje zmianę zasady podziału wpływów z członkostwa zbiorowego.

Działalność Koła SIMP przy ITWL

Wymieniamy ciekawsze inicjatywy Koła Wojskowego SIMP przy ITWL. Wprowadzono tradycję uroczystego wręczenia legitymacji SIMP nowo wstępującym członkom. W 1976 r. koło SIMP przy ITWL było współorganizatorem seminarium doktorskiego dla pracowników naukowo-badawczych Instytutu.

Koło uzyskało II nagrodę w konkursie Mistrza Techniki za 1975 r. oraz dwie nagrody w stałym konkursie kół wojskowych SIMP. Intensywnie pobudzało ruch wynalazczy: 70% zgłoszeń innowacji przekazali członkowie SIMP. Wprowadzono cykliczny konkurs rysunkowy dla dzieci i młodzieży na podstawie wyświetlanych filmów lotniczo-astronautycznych.

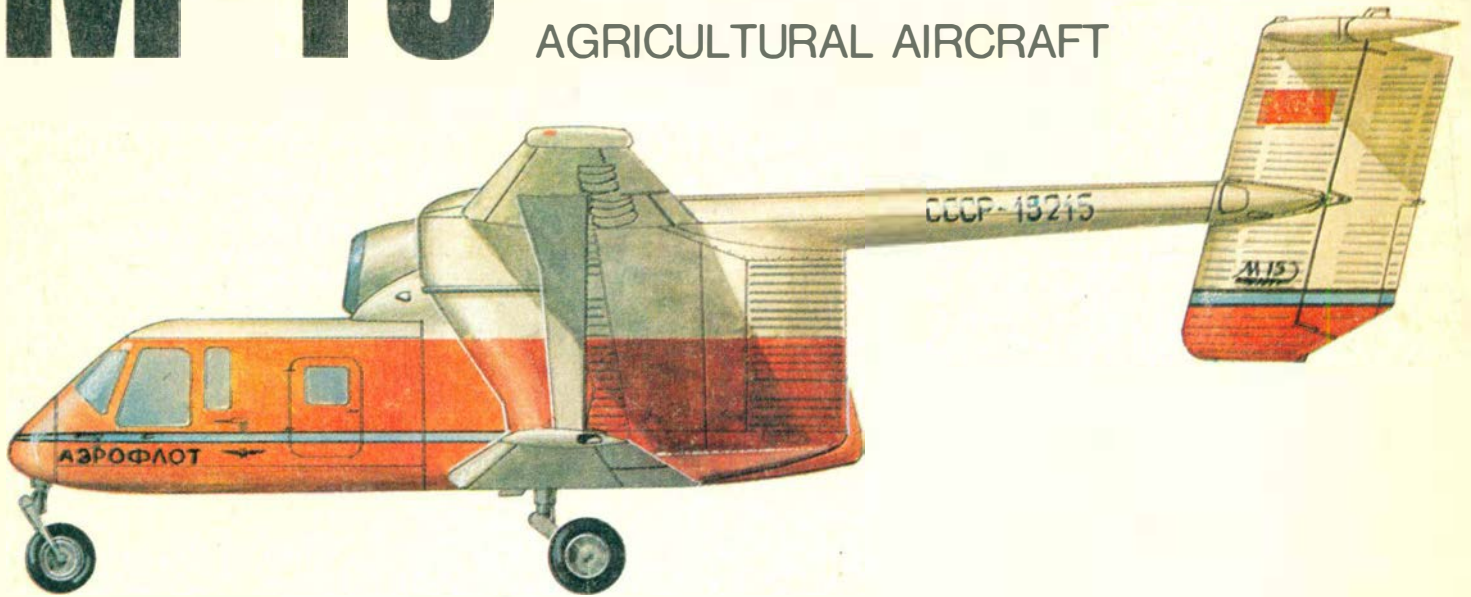
Zarząd Koła postuluje zwiększenie nakładu Terminarza Technika oraz wydanie informatora o specjalistycznych imprezach zagranicznych. Z okazji 15-lecia koła zorganizowano konkurs brydża sportowego, w którym zwycięzcy otrzymali puchary, wykorane przez członków koła.

Nowy Oddział Sekcji Lotniczej SIMP

Na podstawie uchwały Zarządu Oddziału Wojewódzkiego SIMP w Kaliszu Koło Lotnicze SIMP przy Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Kalisz awansowało do rangi Oddziału Sekcji Lotniczej SIMP. Powołanie tego ognia Sekcji nastąpiło w rok po podjęciu inicjatywy przez Zarząd Sekcji Lotniczej ZG SIMP. Gratulując sukcesu przewodniczącemu O/SL SIMP w Kaliszu, kol. inż. Wojciechowi Antoszczykowi, równocześnie serdecznie życzymy nowemu Oddziałowi rozwinięcia szerokiej i pozytywnej działalności lotniczej.

PZL M-15

AGRICULTURAL AIRCRAFT



FIRST AGRO-JET ON THE WORLD

- 2200 kg chemicals

- 1500 kg (14.7 kN) AI-25
turbofan engine

- Low pressure 720 x 320 mm
wheels

- Metal structure

- Air-conditioned cockpit

- Two between-wings
hoppers

- Swath width – 60 m

TECHNICAL DATA

Span 22.3 m

Length 12.7 m

Height 5.3 m

Wings area, gross 67.5 m²

Weight empty (dusting
version) 3090 kg

Weight empty (spraying
version) 3120 kg

T-O weight max 5650 kg

Hoppers capacity 2900 l

Fuel tanks capacity 1460 l

Max cruising speed 200 km/h

Normal operating speed

140-165 km/h

Stalling speed 89 km/h

Max rate of climb 4.5 m/s

T-O run 270 m

Landing run 280 m

Max range at 3000 m

400 km

WCT/295/K/77

Manufacturer:
Wytwornia Sprzętu Komunikacyjnego
PZL-Mielec,
ul. Ludowego Wojska Polskiego 3,
39-301 Mielec, Poland
Phone: 70, Telex: 83214 and 83293



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: 813430