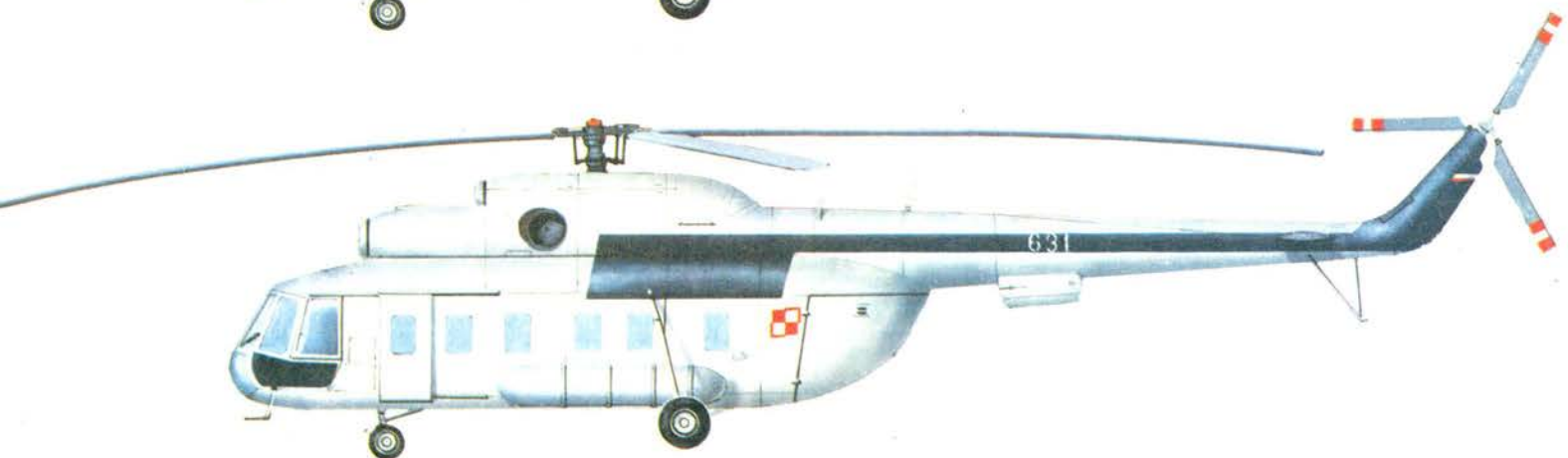


TECHNIKA

3'88

# lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA





## BRAZYLIA

● Embraer produkuje kompozytowe lotki do amerykańskiego aerobusu McDonnell Douglas MD-11. Zamówiono 300 sztuk. (A. et C. 1151)



## BUŁGARIA

● Przemysł planuje uruchomienie produkcji lekkiego samolotu wielozadaniowego (m.in. do prac rolniczych i aerofotogrametrii) z silnikiem o mocy 39 kW. Rozpiętość — 12 m, długość — 7 m, masa własna — 170 kg, prędkość — 120 km/h. (L+K 14/87)



## DANIA

● Armia lądowa kupiła 12 śmigłowców przeciwczołgowych AS.350 L1 Ecureuil, które będą wyposażone w szwedzki system uzbrojenia Helitow, rozwinięty i produkowany przez SAAB Industries, Emerson Electric, Pelkington PE. (A. et C. 1151)



## FRANCJA

● W aerobusach dalekiego zasięgu A.340 — których loty będą trwały 12-18 godzin — przewidziano pomieszczenie do wypoczynku dla personelu pokładowego. W ładowni samolotu będzie umieszczany kontener lotniczy LD6 z urządzeniami wypoczynkowymi (m.in. tapczany), do którego będą prowadzić specjalne schody z pokładu głównego. (A. et C. 1153)

● Od 19 maja 1987 r. obowiązują zasady stosowania benzyny samochodowej Super do napędu samolotów jednosilnikowych z silnikami o stopniu sprężania do 8,7 i mocy do 132,3 kW (180 KM). Od 1984 r. do tego czasu benzyną tą można było napędzać samoloty z silnikami o mocy do

73,5 kW (100 KM). We Francji jest ok. 4500 samolotów, które podlegają tym zasadom. (A. et C. 1151)



## INDONEZJA

● Podpisano umowę o produkcji elementów amerykańskiego myśliwca bombardującego General Dynamics F-16 Fighting Falcon: klapolotek, drzwi podwozia głównego, belek do podwieszeń, wzierników instalacji silnika i grafitoepoksydowego pokrycia usterzenia pionowego. Kontrakt zawarto w ramach kompensacji zakupu przez Indonezję 12 myśliwców F-16. (A. et C. 1152)



## PERU

● Siły powietrzne (Fuerza Aérea del Peru) wyposażyły swe transportowe samoloty An-26 w aparaturę nawigacyjnego systemu Litton Omega LTH-311. (L+K 13/87)



## RFN

● W Kolonii oddano do użytku tunel aerodynamiczny KKK (Kryo Kanał Köln), który posłuży m.in. do badań w ramach programów Airbus Industrie A.330/340 (aerobusów średniego i dalekiego zasięgu). (A. et C. 1152)

● Wiele sprzeciwów w Bundestagu, wobec nowych programów wojskowych, spowodowało znaczne zmiany w planach. Programy europejskiego samolotu bojowego przyszłości EFA i śmigłowca pola walki PAH-2 — zostały uznane za zbyt kosztowne. Ponadto, ponieważ PAH-2 nie będzie gotów w przewidywanym czasie, zdecydowano poświęcić 1,1 mld marek na modernizację śmigłowców PAH-1 (wersja szturmowa Bo-105) lub zakupienie amerykańskich AH-64 Apache. To drugie rozwiązanie jest najbardziej atrakcyjne dla Bundeswehry, ale... znów zbyt kosztowne. (A. et C. 1153)



## TURCJA

● Złożono zamówienie na sprzęt firmy Thomson CSF (Francja) do radarowego pokrycia przestrzeni powietrznej. Wartość kontraktu — 300 mln franków. (A. et C. 1151)



## USA

● 1/3 bombowców Rockwell B-1 jest wciąż niedysponowana z powodu awarii, przez co przedłuża się czas szkolenia załóg. (A. et C. 1153)

● O 1 rok, tj. do 1993 r., przesunięto termin wprowadzenia do użytku samolotów transportowych B.7J7, napędzanych jednostkami śmigłowentylatorowymi. (A. et C. 1153)



## W. BRYTANIA

● Prywatyzację Zarządu Portów Lotniczych (British Airport Authority) określono jako sukces — 16 lipca 1987 r. zakończono rozprowadzanie 500 milionów akcji. (A. et C. 1152)

● Trwają przygotowania do rozwoju silnika turbowentylatorowego Rolls Royce RB 211 700, o ciągu ponad 300 kN. Planuje się, że będzie on gotowy do dyspozycji użytkowników w 1992 r., z przeznaczeniem do samolotów: Airbus Industrie A.330, McDonnell Douglas MD. 11 i Boeing 747. (A. et C. 1152)

## OGÓLNE

● Siedem państw członkowskich NATO zainteresowanych jest rozwojem szybkich zasobników — odpalanych z samolotów taktycznych — z których z kolei odpalane są pociski, miny i in. amunicja wyposażona w własny system sterowania lub bez niego. Broń taka — Modular Stand-Off Weapon (MSOW) produkowana ma być w kooperacji międzynarodowej. (A. et C. 1151)

## Warunki prenumeraty na 1988 r.

Prenumeratorzy zbiorowi — jednostki gospodarki uspołecznionej, instytucje i organizacje społeczne zamawiają prenumeratę dokonując wpłaty wyłącznie na blankiecie „wpłata-zamówienie” (jest to „połączenie przelewu” rozszerzone dla potrzeb Wydawnictwa o część dotyczącą zamówienia). Blankiety te będą dostarczane dotychczasowym prenumeratorom przez Zakład Kolportażu. Nowi prenumeratorzy otrzymują je po zgłoszeniu zapotrzebowania (pisemnie lub telefonicznie) w Zakładzie Kolportażu.

Prenumeratorzy indywidualni — osoby fizyczne zamawiają prenumeratę dokonując wpłaty w UPT lub NBP na blankiecie NBP. Na odwrocie wszystkich odcinków blankietu należy wpisać tytuł czasopisma, okres prenumeraty, liczbę zamawianych egzemplarzy oraz wartość wpłaty. Wpłacać należy na konto: NBP III Oddział Warszawa 1036-7490-139-11.

Prenumerata ulgowa — przysługuje wyłącznie osobom fizycznym — członkom SNT, studentom i uczniom szkół zawodowych. Warunkiem prenumeraty ulgowej jest poświadczenie blankietu wpłaty (przed jej dokonaniem) na wszystkich odcinkach pieczęcią Koła SNT, wyższej uczelni lub szkoły. Sposób zamawiania prenumeraty ulgowej jest taki sam jak prenumeraty indywidualnej. W prenumeracie ulgowej można zamówić tylko po 1 egzemplarzu każdego czasopisma.

Uwaga! Miesięcznik Aura może być zamawiany w prenumeracie ulgowej również przez uczniów szkół ogólnokształcących.

Prenumerata ze zleceniem wysyłki za granicę — zamawia się tak jak prenumeratę indywidualną. Dodatkowo należy podać na blankiecie wpłaty nazwisko i dokładny adres odbiorcy. Cena prenumeraty ze zleceniem wysyłki za granicę jest dwukrotnie wyższa.

Wpłaty na prenumeratę są przyjmowane w terminach:

- do 10 listopada na każdy kwartał, I i II półrocze oraz cały rok następny.
- do 28 lutego na II, III i IV kwartał oraz II półrocze,
- do 31 maja na III i IV kwartał oraz II półrocze,
- do 31 sierpnia na IV kwartał.

Zmiany w prenumeracie można zgłaszać pisemnie tylko w ww. terminach.

Informacji o prenumeracie udziela — Zakład Kolportażu Wydawnictwa NOT SIGMA (ul. Bartycka 20, 00-716 Warszawa) skr. poczt. 1104, 00-950 Warszawa, tel. 40-00-21 w. 248, 249, 293, 297, 299 lub 40-30-85 i 40-35-89.

Egzemplarze archiwalne czasopism — można nabywać za gotówkę w Klubie Prasy Technicznej, Warszawa, ul. Mazowiecka 12 (tel. 27-43-65) lub zamówić pisemnie. Zamówienia na egzemplarze archiwalne czasopism przyjmuje: Zakład Kolportażu, Dział Handlowy, 00-950 Warszawa, skr. poczt. 1004 (tel. 40-37-31), na rachunek dla instytucji lub za zaliczeniem pocztowym dla osób fizycznych.

Cena prenumeraty TLIA wg cennika na 1988 r.: kwartalna normalna (III i IV kwartał) 600 zł, kwartalna ulgowa 120 zł, półroczna normalna (II półrocze) 1200 zł, półroczna ulgowa 240 zł.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ  
STOWARZYSZENIA  
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW  
MECHANIKÓW POLSKICH

XLIII MARZEC 1988

TECHNIKA

3'88

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



## 35 lat Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych w służbie lotnictwa

Prof. dr hab. inż. JERZY LEWITOWICZ  
Komendant Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych

Odradzający się polski przemysł lotniczy już na początku lat pięćdziesiątych zaczął wyposażać jednostki lotnicze Ludowego Wojska Polskiego w nowe typy samolotów, głównie licencyjne. Lotnictwo wojskowe było już wówczas znaczącą częścią Sił Zbrojnych PRL. Dlatego też w 1953 r. został powołany lotniczy wojskowy instytut naukowo-badawczy pn. Instytut Naukowo-Badawczy Wojsk Lotniczych, który w 1958 r. otrzymał ostateczną nazwę Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych. Nazwa ta precyzuje obszar tematyczny prac, obejmujący technikę lotniczą i wskazuje na metody pracy tej placówki, które powinny być właściwe placówce naukowej o nazwie „instytut”. W tej nazwie jest wskazany główny odbiorca naszych prac, tj. lotnictwo wojskowe.

Począwszy od 1953 r. ITWL z każdym rokiem zwiększał liczbę wykonywanych badań i ekspertyz. Powstawały nowe opracowania techniczne, nowe wzory uzbrojenia lotniczego i urządzeń obsługowych. Główne kierunki naukowo-badawcze ukształtowały się w latach sześćdziesiątych.

Zmieniały się typy samolotów bojowych, transportowych, szkolno-treningowych, śmigłowców. Samoloty odrzutowe wyparły z lotnictwa wojskowego samoloty tłokowe. Prędkości poddźwiękowe wzmieniały się w prędkości dwukrotnie przewyższające prędkość dźwięku. Zmiany te zachodziły bardzo szybko jak na 35-letni okres istnienia Instytutu. I o ile służba inżyniersko-lotnicza jednostek bojowych musi nadążać za zmianami w procesach eksploatacyjnych, to pracownicy Instytutu muszą je wyprzedzać.

Rozwój krajowego przemysłu obronnego, w tym i lotniczego, na początku lat pięćdziesiątych umożliwił rozpoczęcie produkcji nowoczesnych jak na ówczesne lata samolotów licencyjnych typu MiG-15 (oznaczanych w wersjach produkcji krajowej jako samoloty typu Lim) oraz opracowanie i wdrożenie do produkcji samolotów szkolno-bojowych. W tym też okresie następowała zmiana uzbrojenia jednostek lotniczych. Rozpoczęło się wycofywanie z eksploatacji samolotów tłokowych: Jak-9P, Il-2, Po-2, Tu-2 i zastępowanie ich samolotami myśliwskimi z napędem odrzutowym typu Jak-23, a następnie Lim-2 i Lim-5 oraz nowymi samolotami szturmowymi typu Il-10. Wkrótce przybyły również samoloty bombowe produkcji radzieckiej Il-28. W jednostkach wojskowych przygotowywano się do przyjęcia samolotów szkolnych z napędem tłokowym TS-8 Bies i samolotów TS-11 Iskra. W tych warunkach ogromnie wzrosła zapotrzebowanie na rozwiązywanie wielokrotnych problemów związanych z eksploatacją i obsługą coraz bardziej złożonych konstrukcji lotniczych. Stworzenie więc wojskowej placówki, której zadaniem byłoby rozwiązywanie wielu skomplikowanych problemów technicznych, stało się niezbędne.

Już w pierwszym roku istnienia Instytutu przeprowadzono pierwsze badania techniczne, których przedmiotem było ogumienie myśliwskich samolotów odrzutowych.

Pierwszy schemat organizacyjny pionu naukowego obejmował trzy oddziały:

- prób samolotów w locie,
- prób silników, osprzętu, specjalnych urządzeń radio-technicznych i materiałów lotniczych,
- badań uzbrojenia i amunicji.

Struktura organizacyjna uległa modyfikacji w 1955 r. Podwoiła się liczba komórek naukowo-badawczych. Rozszerzył się obszar działania Instytutu, obejmując coraz to nowe dziedziny techniki lotniczej, pogłębiając również tematykę w obszarach, w których rozpoczęto badania wraz z powstaniem Instytutu. Podjęto prace nad opanowywaniem nowoczesnej techniki lotniczej, opracowywaniem WTT (warunków techniczno-taktycznych) na nowy sprzęt lotniczy, próbami i badaniami sprzętu lotniczego produkcji krajowej. Rozpoczęto również doświadczenia mające na celu określenie taktycznych możliwości bojowego zastosowania sprzętu lotniczego.

Okres organizacyjny trwał trzy lata (1953÷1956). W ostatnim roku tego okresu Instytut został zasilony wieloma absolwentami Wojskowej Akademii Technicznej, która do dziś jest zasłużoną uczelnią w kształceniu kadr wojskowych dla Instytutu, tak jak politechniki, a zwłaszcza Politechnika Warszawska, z której Instytut zatrudnia pracowników cywilnych z wyższym wykształceniem. W latach 1957÷1962 Instytut zasilili absolwenci Akademii Lotniczej im. Żukowskiego w Moskwie.

Lata 1957÷1958 były latami dalszego rozwoju i rozszerzenia działalności Instytutu — powstała również nowa komórka zajmująca się problemami lotniczymi. W 1959 r. wykryły się kierunki badawcze Instytutu.

Już lata pięćdziesiąte przyniosły sukcesy w realizacji ambitnych tematów, obejmujących głównie próby samolotów i silników, osprzętu lotniczego i materiałów lotniczych oraz uzbrojenia lotniczego. W tym okresie powstały pierwsze metody prób w locie. Pojawiły się i wykształciły nowe kierunki badań i naukowo uzasadniony proces eksploatacji coraz bardziej skomplikowanego sprzętu lotniczego, techniczne problemy bezpieczeństwa lotów. Były już rozwiązywane problemy lotniskowe i niezawodnościowe, opracowano normy techniczne na części zapasowe oraz zmodernizowano obsługę techniczną statków powietrznych. W latach sześćdziesiątych Instytut ukształtował się organizacyjnie, wykryły się i ugruntowały dla Instytutu podstawowe, priorytetowe kierunki MON.

Ukształtowane w tych ważnych dla rozwoju Instytutu latach kierunki zainteresowań to:



- użytkowanie statków powietrznych,
- obsługiwanie statków powietrznych,
- kierowanie podsystemami eksploatacji,
- kierowanie ruchem lotniczym,
- gotowość bojowa jednostek w aspekcie technicznym i organizacyjnym,
- siła ognia i rozpoznanie lotnicze.
- środki techniczne szkolenia i treningu lotniczego,
- nawierzchnie lotniskowe i ich eksploatacja.

We wszystkich tych kierunkach były rozwijane takie ich elementy składowe, jak metody, środki i procedury działania.

W latach siedemdziesiątych rozwinęły się i okrzepły dotądowe kierunki działalności Instytutu:

- diagnostyka techniczna, wykorzystująca najnowsze osiągnięcia fizyki, mechaniki i elektroniki, metod izotopowych, laserowych i różnych technik defektoskopowych,
- legalizacja i metrologia aparatury kontrolno-pomiarowej,
- badanie tworzyw wysokopolimerycznych,
- badania meteorologiczne na użytek działań lotnictwa,
- prace badawcze i konstrukcyjne nad sprzętem wysokościowo-ratowniczym dla lotnictwa i wojsk desantowych,
- wykorzystanie ETO do kierowania lotnictwem,
- normalizacja wojskowa.

Dziś Instytut, zgodnie z powołaniem, rozwiązuje problemy współczesnego lotnictwa i eksploatacji ponad 20 typów samolotów i śmigłowców w ponad 30 wersjach, modyfikacjach i odmianach.

Historię Instytutu tworzą wyniki prac zespołów twórczych i konstrukcyjnych, inżynierów i robotników. Długa jest lista konkretnych opracowań wykorzystywanych w jednostkach lotniczych i innych rodzajach wojsk. Znaczna część tych osiągnięć została udostępniona także gospodarce narodowej.

Opracowana w Instytucie seria stanowisk do diagnostyki wielu typów lotniczych silników turbinowych ułatwia eksploatację sprzętu lotniczego. Stanowiska te, zainstalowane na samochodach, ułatwiają kontrolę stanu technicznego i prognozowanie ich niezawodnej pracy. Osiągnięcie to stało się możliwe dzięki pasji badawczej i twórczej dra inż. Zdzisława Stelmaszczyka.

Do wybitnych osiągnięć należy opracowanie zespołów defektoskopowych do wykrywania pęknięć różnych elementów silników i płatów, łopatek turbin i sprężarek, elementów podwozia, mocowania silników, klap itp. Prace te obejmują urządzenia, metody, technologie i wzorce dla jednostek lotniczych oraz szkolenie specjalistów. Tym problemem wiele lat pracy poświęcił dr inż. Roman Ostrowski.

Do skokowego polepszenia wskaźników bezpieczeństwa lotów przyczyniła się opracowana w Instytucie i od 15 lat z powodzeniem stosowana izotopowa metoda wykrywania stanów awaryjnych układów łożyskowania turbinowych silników lotniczych, której twórcą jest prof. dr hab. inż. Jerzy Lewitowicz.

Analiza systemu obsługi statków powietrznych umożliwiła opracowanie jednolitych zestawów do obsługi technicznej. Zestawy te stosuje się do obsługi wszystkich samolotów produkowanych bądź remontowanych w kraju. Umożliwiły one zmniejszenie pracochłonności czynności obsługowych i skrócenie czasu ich wykonywania. Jest to dorobek zespołu pracującego pod kierownictwem dra inż. Gustawa Potockiego.

Badaniami gotowości bojowej jednostek lotniczych, systemów przeobrażenia samolotów, optymalizacji czynności w różnych stanach gotowości i problemów niezawodności kieruje prof. dr hab. inż. Jerzy Jaźwiński.

Sterowanie podsystemami eksploatacji jest determinowane posiadaniem informacji niezawodnościowych wynikających z ciągłej analizy statystycznej i technicznej elementów i zespołów statków powietrznych. Wyniki tej pracy umożliwiają realizację przedsięwzięć profilaktycznych w jednostkach lotniczych, doskonalenie konstrukcji sprzętu produkowanego w kraju bądź technologii prac remontowych i naprawczych. Prace o tym charakterze są prowadzone od początku działalności Instytutu. Przyniosły one setki opracowanych ekspertyz i orzeczeń, metod profilaktycznych i zaleceń eksploatacyjnych (prof. dr inż. Mieczysław Sikorski, dr inż. Jan Borgoń, dr inż. Mieczysław Stukonis i in.).

W latach sześćdziesiątych ITWL rozpoczął opracowywanie szkolno-treningowych urządzeń do szkolenia nawigatorów w naprowadzaniu na cel (dr inż. Henryk Gajewski, mgr inż. Janusz Kucfir i in.).

Rozwój maszyn matematycznych i ETO umożliwił zespołom twórczym Instytutu opracowanie całej generacji elektronicznych urządzeń szkolno-treningowych przeznaczo-

nych dla lotnictwa OPK i wojsk lotniczych (mgr inż. Alfred Pondo).

Sukcesem zespołów zajmujących się sprzętem lotniczym są opracowane w latach sześćdziesiątych zestawy do obsługi technicznej, a później liczne urządzenia kontrolne do pomiarów ciśnień, zużycia paliwa, temperatury, parametrów elektrycznych wyposażenia samolotów, badań sprzętu wysokościowo-ratowniczego (dr inż. Władysław Ząbkowicz).

Opracowano kilka urządzeń do szybkiego wywoływania i opracowywania materiałów fotograficznych.

W ITWL opracowano oryginalną metodę rozpoznawania morfologii gruntów na podstawie zdjęć lotniczych, mającą na celu zwiększenie sprawności prac przy budowie lotnisk. Metoda ta jest z powodzeniem stosowana do budowy dróg szybkiego ruchu.

Do badań właściwości lotnych samolotów opracowano dziesiątki metod i programów oraz zestawów aparatury — często unikalnej, wykonanej całkowicie w pracowniach Instytutu. Wiele z tych opracowań, jak tensometryczne czujniki ciśnień i przemieszczeń, zminiaturyzowane wzmacniacze i zasilacze, znalazły zastosowanie w gospodarce narodowej (BUMAR, okrętownictwo, medycyna).

Podstawą prac nad przetwornikami ciśnień w konstrukcjach są opracowane i opatentowane rezystancyjne tensometry foliowe doc. dra inż. Lucjana Bukowskiego i dra inż. Edwarda Sychowicza. Od kilkunastu lat ITWL produkuje te tensometry również dla wielu instytucji cywilnych, a technologię produkcji udostępniło dwu innym ośrodkom wytwórczym.

Pracownicy Instytutu uczestniczyli w modernizowaniu samolotów typu Lim i śmigłowców Mi-2. Opracowano dziesiątki metod badań sprzętu uzbrojenia i przedłużania czasu jego użytkowania.

Spośród wielu prac wykonywanych we współpracy ITWL z gospodarką narodową należy wymienić opracowany wspólnie z Głównym Instytutem Górniczym agregat gaśniczy GAG do gaszenia pożarów w kopalniach. Urządzenie to w pełni zdało egzamin w wielu akcjach gaśniczych w czasie pożarów w kopalniach w kraju i w Czechosłowacji. Twórcy tego urządzenia — mgr inż. Zbigniew Stankiewicz, mgr inż. Mieczysław Mokrzyszczak, mgr inż. Henryk Rzewski i in. — otrzymali wysokie odznaczenia państwowe za sukces naukowy i techniczny.

Zespół pracowników Instytutu (prof. J. Lewitowicz, płk mgr inż. St. Stankiewicz, płk mgr inż. S. Dziurski i Centralnego Laboratorium Ochrony Radiologicznej (prof. Z. Jaworski i dr L. Kownacka) opracował urządzenie do badania pomiaru skażeń promieniotwórczych górnych warstw atmosfery. Urządzenie to pozwoliło na włączenie naszego kraju do nielicznej grupy państw, które podjęły systematyczną kontrolę skażeń promieniotwórczych w celu ochrony środowiska. Dzięki tym badaniom odkryto nowe zjawisko propagacji przemysłowych zanieczyszczeń do górnych warstw atmosfery.

W ciągu 35 lat Instytut został wyposażony w wiele nowoczesnych urządzeń. Wiele stanowisk badawczych jest zaprojektowanych przez zespoły zakładów i pracowni naukowych i wykonanych w instytutowym zakładzie produkcji prototypowej. Instytut dysponuje dziś pełnym zestawem urządzeń do badań klimatyzacyjnych i mechanicznych: małą i dużą termobarokomorą, zestawem urządzeń do kontroli przyrządów lotniczych, aparaturą metalograficzną z mikroskopem elektronowym i dyfraktometrem rentgenowskim, aparaturą do badań mikrofalowych i wzorcami ciśnieniowymi, aparaturą do badań zużyciowych i maszynami wytrzymałościowymi. Każdy zakład jest wyposażony w różnego rodzaju minikomputery. Powstał zespólny ośrodek komputerowy przetwarzania danych pomiarowych w czasie rzeczywistym.

Dziełem twórców i pracowników Instytutu jest wiele unikalnych stanowisk badawczych, takich jak hamownia silników, stanowisko do badań pomp paliwowych, układów hydraulicznych, układów elektrycznego i osprzętowego wyposażenia samolotów, anten radiowych do badania temperatur, szorstkości nawierzchni lotniczych i wiele innych.

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych nie działa w odosobnieniu. Jego 35-letnia historia działalności — to również historia współpracy międzynarodowej z podobnymi placówkami państw Układu Warszawskiego, Jugosławii i Wietnamu. Wyrazem tej współpracy są konsultacje i wspólne narady, staże naukowe i techniczne (niestety, zbyt krótkie), posiedzenia grup roboczych Komitetu Technicznego Zjednoczonych Sił Zbrojnych i udział pracowników w wielu podobnych posiedzeniach organizowanych





# Tendencje rozwojowe sprzętu ratunkowego w lotnictwie

Mgr inż. JANUSZ JANKOWSKI  
Mgr inż. MIROSLAW NAPURKA  
Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

W procesach projektowania, produkcji i eksploatacji techniki lotniczej dąży się do podwyższenia jakości i niezawodności poszczególnych urządzeń, zespołów i części, a tym samym całego statku powietrznego. Mimo to muszą istnieć na nich urządzenia i środki umożliwiające załodze statek powietrznego:

- bezpieczne jego opuszczenie w sytuacjach awaryjnych lub bojowego uszkodzenia,
- bezpieczne opadanie i lądowanie (wodowanie),
- utrzymanie się na powierzchni wody,
- przetrwanie w dobrej kondycji aż do nadejścia pomocy,

— łączność i sygnalizację miejsca przebywania rozbitka. Fotele katapultowe spełniają rolę stanowiska roboczego pilota podczas lotu oraz umożliwiają bezpieczne opuszczenie samolotu (katapultowanie) w sytuacjach awaryjnych, uniemożliwiających kontynuowanie lotu.

Opuszczenie samolotu bez stosowania urządzeń katapultowych przy prędkości lotu 300 km/h wymaga pokonania przez pilota naporu powietrza działającego z siłą 140 daN, a przy prędkości 400 km/h ok. 250 daN. Przy prędkościach większych niż 500 km/h opuszczenie samolotu metodą skoku przez burtę staje się niemożliwe, ponieważ:

- wzrastają siły aerodynamiczne działające na człowieka podczas wychodzenia z kabiny,
- istnieje duże prawdopodobieństwo zderzenia się pilota z usterzeniem lub skrzydłem,
- oddziałujący strumień powietrza o dużej prędkości może powodować urazy organów zewnętrznych i wewnętrznych pilota.

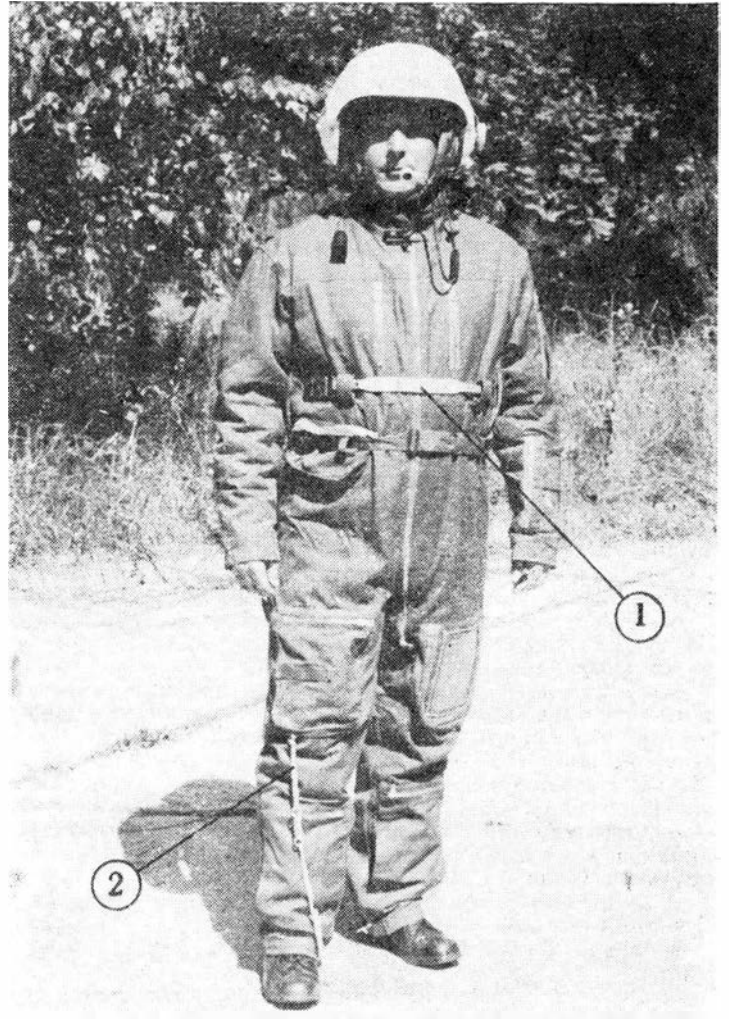
Zastosowanie współczesnych środków awaryjnego opuszczenia samolotu (fotele katapultowe, kapsuły, oddzielane kabiny) i osobistego sprzętu ochronnego (ubioiry, maski, hełmy) jest efektywną metodą ratowania załóg.

Wraz z rozwojem lotnictwa obserwuje się ciągle unowocześnienie foteli katapultowych.

Fotele katapultowe stosowane w końcu lat czterdziestych nie zabezpieczały pilota przed niekorzystnym działaniem strumienia powietrza i nie miały układów wymuszonego przyciągania. Nie zapewniały także zbyt komfortowych warunków pracy w kabinie samolotu. Minimalna wysokość katapultowania wynosiła w locie poziomym 300 m. Fotele lat sześćdziesiątych umożliwiały ratowanie się przy opuszczaniu samolotu z poziomu ziemi, a ochronę pilota przed strumieniem powietrza stanowiło wyposażenie osobiste pilota i system wymuszonego przyciągania pilota. Po raz pierwszy zastosowano na nich układ spadochronowy połączony z mechanizmami fotela oraz złącze grupowe do połączenia wyposażenia pilota z instalacjami pokładowymi samolotu.

Nowe typy foteli opracowano w tym okresie również w Związku Radzieckim. Ich parametry dorównywały, a w

niektórych przypadkach przewyższały parametry analogicznych foteli produkowanych przez państwa zachodnie. Są one produkowane seryjnie i stosowane od 1965 r. do dziś.



Rys. 1. Wzór zmodyfikowanego kombinezonu pilota: 1 — uchwyt ratunkowy do podejmowania pilota-rozbitka z wody, 2 — układ automatycznego włączania radiostacji ratunkowej R-855UM

ci. ze str. 2

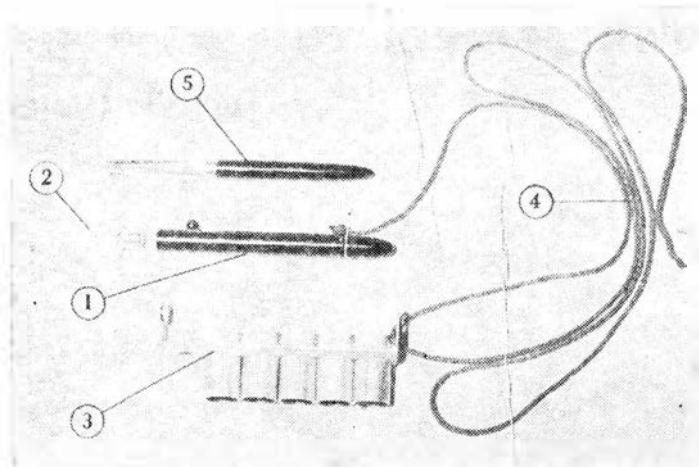
w kraju i za granicą. W ciągu 35 lat ITWL zorganizował ok. 25 spotkań, narad i konferencji międzynarodowych, utrzymuje w miarę systematyczną wymianę doświadczeń z placówkami ZSRR, Czechosłowacji i NRD.

Pracownicy ITWL zasiadają w licznych radach naukowych na zasadach wzajemności i dobrze rozumianej współpracy. ITWL organizuje u siebie liczne konferencje i sympozja naukowe, pracownicy ITWL uczestniczą również czynnie w podobnych imprezach naukowych krajowych i zagranicznych (na miarę możliwości finansowych), organizowanych przez inne placówki. Do osiągnięć organizacyjnych należy zaliczyć: stałe jubileuszowe konferencje naukowo-techniczne z okazji kolejnych pięcioletnich rocznic Instytutu, stałe konferencje nt.: „Metody pomiarowe w

technice lotniczej”, „Niezawodność i bezpieczeństwo lotów”, „Zagadnienia nawierzchni lotniskowych”, „Metody radiolokacyjne w meteorologii lotniczej”, organizowanie i współudział w wielu szkołach niezawodnościowych i trybologicznych. Wszystkie te konferencje i szkoły mają duży zasięg krajowy, biorą w nich udział goście zagraniczni.

Miarą tej działalności jest zgłoszenie i opublikowanie na konferencjach i sympozjach naukowych ponad 100 referatów i komunikatów, opublikowanie ok. 1500 artykułów naukowych i technicznych, zgłoszenie ponad 750 projektów wynalazczych i wniosków nowatorskich, uzyskanie ponad 200 patentów.

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych za całokształt swoich osiągnięć został odznaczony Orderem Sztandaru Pracy II klasy.



Rys. 2. Miniaturowy pirotechniczny zestaw sygnałowy: 1 — mini-rakietnica, 2 — tarcza sygnałowa (nabój), 3 — magazynek z nabojami, 4 — linka do połączenia zestawu z kombinezonem pilota, 5 — długopis (do porównania wymiarów)

W latach 1963÷1983 firma Martin Baker (W. Brytania) oraz firmy Douglas Stencel, Grumman (USA) opracowały i wyprodukowały fotele, których konstrukcja, charakterystyki i jakość eksploatacji znacznie podwyższyły niezawodność, a tym samym bezpieczeństwo awaryjnego opuszczania samolotu.

W ostatnich latach na Zachodzie udoskonala się fotele pod względem ich działania na małych wysokościach przy dużych przeciążeniach i przy niekorzystnym położeniu samolotu (przechylenie, lot nurkowy itp.), znacznie skracając czas uruchomienia wszystkich układów fotela od momentu włączenia mechanizmu strzałowego do chwili napełnienia czaszy spadochronu ratunkowego (tabl.). W tym celu stosuje się najnowsze układy automatyczne z wykorzystaniem mikroprocesorów i systematycznie zmniejsza masę urządzeń katapultowych, co pozwala na stosowanie mechanizmów strzałowych o mniejszej sile.

Urządzenia awaryjnego opuszczania statku powietrznego udoskonala się pod względem:

- obniżenia minimalnej bezpiecznej wysokości katapultowania w wyniku automatyzacji procesów katapultowania przy użyciu mikroprocesorów, stosowania wymuszonego napełniania czaszy spadochronu ratunkowego itp.,

- wykorzystania urządzeń samolotowych do wypracowania sygnału informującego pilota o krytycznej wysokości do katapultowania,

- polepszenia warunków awaryjnego opuszczania samolotu w wyniku stosowania nowych środków ochrony pilota przed działaniem strumienia powietrza, zapobiegających zrywaniu hełmu lub maski tlenowej,

- zapewnienia warunków bezpiecznego przenoszenia przeciążeń przez pilota podczas katapultowania,

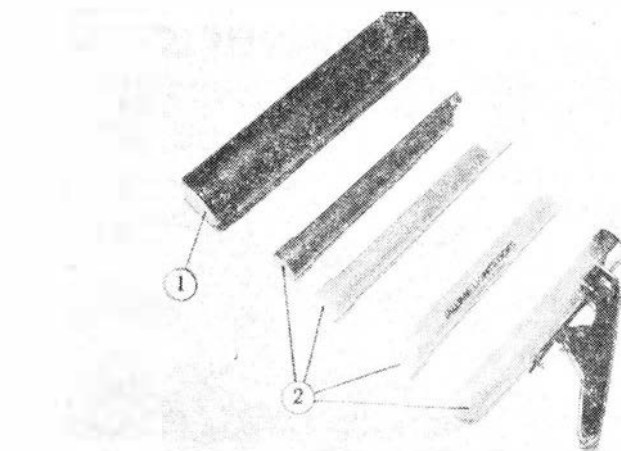
- stosowania mechanizmów strzałowych z elektroniczną regulacją wartości i kierunku wektora ciągu silnika rakietowego fotela,

- zwiększenia maks. prędkości katapultowania z 1100 km/h do 1300 km/h,

- polepszenia właściwości obsługowych fotela katapultowego.

Współczesne samoloty myśliwskie są przystosowane do wykonywania manewrów i figur wyższego pilotażu z dużymi (9÷10 g) i długotrwałymi (do 40 s) przeciążeniami, co wymaga stosowania środków ochrony pilota przed takimi przeciążeniami. Bez nich taktyczno-techniczne możliwości samolotu nie mogą być w pełni wykorzystane. Spowodowało to konieczność kompleksowego i szybkiego zajęcia się problemem utraty świadomości przez pilota w wyniku oddziaływania znacznych przeciążeń. Fizjologia zjawiska utraty świadomości (przytomności) występującego po przekroczeniu określonej wartości składowej przeciążenia skierowanej wzdłuż linii łączącej głowę (oczy, mózg) z sercem jest stosunkowo prosta. Ciśnienie hydrostatyczne krwi w układzie łączącym serce z głową wynosi ok. 22 mm Hg i rośnie wprost proporcjonalnie do wartości przeciążenia, powodując odpływ krwi w kierunku serca. Gdy serce nie jest w stanie zapewnić ciśnienia krwi ok. 20 mm Hg na poziomie oczu, występują kolejne fazy zaburzenia wzroku, aż do utraty widzenia. Jeżeli ciśnienie krwi spada dalej, następuje zatrzymanie dostarczania tlenu do mózgu. Rezerwy własne tlenu są zużywane przez mózg w czasie 5÷÷6 s, po którym następuje całkowita utrata świadomości.

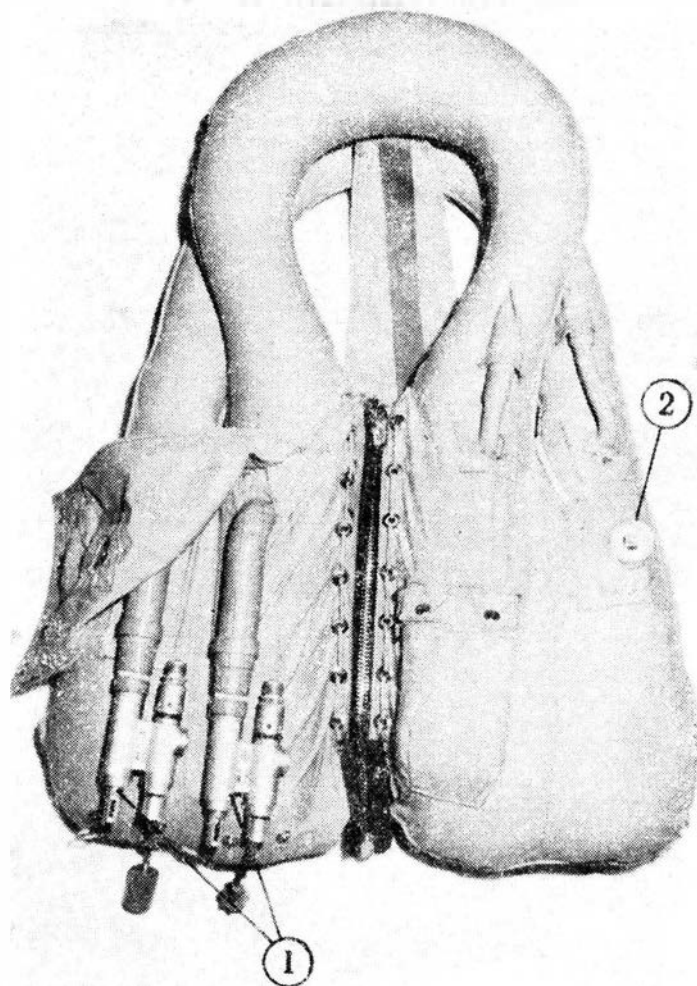
Do najdłużej stosowanych metod ograniczania ujemnego oddziaływania przeciążeń na organizm pilota należy sto-



Rys. 3. Środki sygnalizacji świetlnej: 1 — świeca sygnałowa PSND, 2 — różnokolorowe pręty świecące — chemiczne źródła światła firmy CYALUME

sowanie ubiorów przeciwprzeciążeniowych oraz odpowiednie zachowanie się pilota, polegające na napięciu mięśni brzucha, nóg oraz ramion. Działania zapobiegawcze są wielokierunkowe. Organizuje się szkolenia dla personelu latającego wyjaśniające wpływ przeciążeń na organizm człowieka, prowadzi intensywne prace nad modernizacją ubiorów przeciwprzeciążeniowych oraz systemów ich zasilania, konstrukcją foteli pilota, komputerowym systemem sterowania zasilaniem ubiorów przeciwprzeciążeniowych oraz prowadzi treningi mające na celu zwiększenie tolerancji organizmu na oddziałujące przeciążenia.

Nowym sposobem walki z ujemnymi wpływami przeciążeń na organizm pilota jest wyrzucanie fotela, umożliwiającą zmianę kąta nachylenia ciała pilota względem osi podłużnej samolotu. Z badań prowadzonych przez firmę Martin Baker oraz Instytut Medycyny Lotniczej RAF wynika, że pilot samolotu o dużej manewrowości powinien być



Rys. 4. Lotnicza kamizelka ratunkowa KR-7s.5: 1 — automat nadmuchiwania ANK-5, 2 — lampka sygnałowa

odchylony od pionu co najmniej o 65°, aby skutecznie zapobiec niebezpiecznemu wzrostowi ciśnienia w układzie naczyniowo-sercowym wywołanemu oddziaływaniem dużych przeciążeń. Aby dodatkowo zwiększyć wytrzymałość pilota na działanie przeciążeń, do oddychania jest podawana mieszanina tlenowo-powietrzna o zawartości tlenu proporcjonalnej do wartości działającego w danej chwili przeciążenia. Ze względu na znaczne przeciążenia, a często i duże prędkości oraz inne czynniki występujące przy katapultowaniu, pilot może utracić przytomność lub doznać urazów ciała, które zmniejszają jego sprawność fizyczną i psychiczną. Dąży się zatem do wyposażenia pilota w sprzęt w pełni zautomatyzowany.

W ITWL opracowano układ automatycznego włączenia radiostacji ratunkowej już w chwili awaryjnego opuszczania statku powietrznego (katapultowania). Nowy układ zapewni włączenie radiostacji ratunkowej w czasie wyrzucania pilota w fotelu z kabiny samolotu, a tym samym umożliwi wcześniejsze odebranie radiowych sygnałów ratunkowych i rozpoczęcie akcji poszukiwania rozbitka. Należy zaznaczyć, że radiostacja ratunkowa jest podstawowym urządzeniem służącym do lokalizacji miejsca przebywania pilota-rozbitka.

Innym środkiem umożliwiającym pilotowi-rozbitkowi sygnalizację swojego miejsca pobytu jest miniaturowy zestaw pirotechniczny. ITWL zaproponował, aby w taki zestaw wyposażyc wszystkich członków załóg latających. Zestaw składa się z miniaturowej rakiety (wielkości długopisu), 6 naboji sygnałowych i magazynka. Światło wystrzelonej rakiety (naboju), która osiąga pułap ok. 90 m, jest widoczne w nocy z odległości ponad 20 km.

Nowymi środkami, które mogą być wykorzystane do sygnalizacji miejsca przebywania rozbitka, są chemiczne źródła światła wykorzystujące zjawisko chemiluminescencji: pręty, dymy czy aerozole świecące (do pokrywania powierzchni) lub środki świecące wylewane na powierzchnię wody. Produkcją prętów świecących zajmuje się obecnie m.in. amerykańska firma CYALUME. Do zalet świecących prętów należy zaliczyć:

- małą masę i wymiary,
- proste użytkowanie,
- światło beziskrowe (nie powoduje zapłonu),
- nieszkodliwość dla człowieka (związki i reakcja chemiczna zachodzą w opakowaniu),
- utrzymywanie się na wodzie (pływalność) i świecenie również pod wodą,
- czas, intensywność i kolor świecenia — zależne od składu i stężenia składników.

Możliwe, że te źródła światła będą stosowane w przyszłości i w naszym lotnictwie, bowiem prace nad nimi są prowadzone w krajowych ośrodkach naukowo-badawczych.

W celu ułatwienia odnalezienia pilota-rozbitka na wodzie w nocy, w ITWL opracowano wzór lampki migającej do kamizelki ratunkowej. Jest to modyfikacja dotychczasowej lampki świecącej światłem stałym, stosowanej na kamizelce ratunkowej KR-7s.3M. Po zastosowaniu elektronicznego układu, uzyskano światło migające z częstotliwością ok. 60 błysków/min. Pozwoliło to na trzykrotne wydłużenie czasu pracy lampki (korzystania z baterii), tj. do ok. 30 h.



Rys. 5. Lotniczy morski ubiór ratunkowy MSK-5: 1 — nadmuchiwane komory pływaków

Następnym bardzo ważnym problemem jest ratowanie życia pilotowi, który nieprzytomny wodował po awaryjnym opuszczeniu statku powietrznego i nie jest zdolny do ręcznego uruchomienia aparatu nadmuchiwanego kamizelkę ratunkową. Jego szanse przeżycia są wtedy bardzo małe.

TABLICA. Dane techniczne wybranych foteli katapultowych

Typ fotela (firma)	Graniczne parametry lotu podczas katapultowania					Czas działania układów od chwili włączenia do chwili napelnienia czaszy spadochronu, s	Masa fotela, kg	Rok wprowadzenia do eksploatacji
	prędkość, km/h		wysokość, m					
	maks.	min.	maks.	min.				
				lot normalny	lot odwrócony			
Mk. 4, Mk. 5 (Martin Baker)	1100	165	15 000	0	160	6,5	140	1956
Mk. 6, Mk. 7 (Martin Baker)	1100	0	15 000	0	160	6,5	140	1961
Mk. 10 (Martin Baker)	1150	0	15 000	0	107	2,5	90,3	1971
Mk. 12 (Martin Baker)	1150	0	15 000	0	60	2,4 i 1,9 <sup>1)</sup>	60	—
ESCAPAC-I ESCAPAC-II (Douglas)	1100	0	15 000	0	60	—	68	1972
S-11-S (Stencel)	1150	0	15 000	0	60	2,5 i 2,2 <sup>1)</sup>	60	1972
ACES (Douglas)	1150	0	15 000	0	60	2,8 i 1,8 <sup>1)</sup>	—	1975
Fotel firmy Grumman z układem sterowania wektorem ciągu	1150	0	15 000	0	21	2,5 i 2,2 <sup>1)</sup>	71	1982
KM-1M (ZSRR)	1200	130	20 000	0	—	—	135	—
K-36 DM (ZSRR)	1200	0 <sup>2)</sup>	18 000	0	—	—	145	—

Uwagi: 1) czas działania układu przy prędkości lotu 500 km/h, 2) zalecana prędkość 75 km/h



W związku z tym w ITWL opracowano automat nadmuchiujący kamizelkę ratunkową po zetknięciu się rozbitką z wodą. Zagadnienie to rozwiązano kompleksowo, a mianowicie wraz z automatem opracowano i wykonano butlę na ciekły CO<sub>2</sub>, aparat do jej napełniania w warunkach polowych oraz wykorzystano obecnie eksploatowaną kamizelkę lotniczą, powiększając każdą jej komorę o 3 l. Nowa kamizelka z powiększonymi komorami (2×8 l) ma właściwości odwracania i utrzymania w pozycji „twarzą do góry” rozbitka z jego wyposażeniem (szczelny hełm, ubiór wysokościowy, kombinezon, spadochron). Automat może być również wykorzystywany w innych kamizelkach pneumatycznych stosowanych np. w żegludze morskiej i śródłądowej lub w kamizelkach asekuracyjnych używanych w pracach nad wodą.

Aby zapobiec długiemu przebywaniu rozbitka w wodzie, jest on wyposażony w pneumatyczną łódkę ratunkową nadmuchiwaną automatycznie podczas opadania ze spadochronem. Coraz częściej są stosowane łódki, mające również nadmuchiwane dno oraz pelerynę izolującą człowieka od wody i wiatru, a tym samym chroniące przed szybkim i nadmiernym przehłodzeniem. Z inicjatywy ITWL we współpracy z GZPG Stomil w Grudziądzu rozpoczęto działania zmierzające do opracowania krajowej łódki tego typu.

Obecnie w ITWL jest rozwiązywany problem podejmowania pilota-rozbitka z wody przez śmigłowiec ratowniczy. Podjęcie rozbitka z wody nie jest łatwe, zwłaszcza przy wzburzonym morzu, gdy użycie kosza lub pasa ratunkowego (standardowego wyposażenia śmigłowca ratowniczego) jest utrudnione, a czasami niemożliwe. W celu ułatwienia operacji podejmowania pilota-rozbitka z wody, ITWL zaproponował zastosowanie w kombinezonie pilota uchwytu ratunkowego do zaczepiania haka liny opuszczonej ze śmigłowca. Przeanalizowano różne warianty wykonania tego uchwytu. Nowy zmodyfikowany kombinezon będzie miał taki uchwyt ratunkowy. Tego typu uchwyt są już stosowane w kamizelkach ratunkowych w lotniczych morskich ubiorach ratunkowych, w które są wyposażone m.in. załogi śmigłowców latających nad akwenami.



Rys. 6. Prototyp hełmu ochronnego THL-5

W ITWL przeprowadzono również badania prototypów hełmów ochronnych typu THL-5 produkowanych przez PZL-Bielsko. Stwierdzono, że zaprojektowanie i wykonanie odpowiedniego hełmu dla personelu latającego jest trudne, ponieważ wymogi, jakie powinien spełniać hełm kolidują ze sobą i należy dążyć do optymalnych rozwiązań. Hełm powinien:

- chronić głowę i twarz przed urazami,
- zapewnić łączność,
- chronić przed oślepieniem, jednocześnie zapewniając

dobrą widzialność wewnątrz i na zewnątrz kabiny statku powietrznego w warunkach oślnienia,

- umożliwić mocowanie maski tlenowej,
- chronić przed nadmiernym hałasem.

Problem stwarzają masa i wymiary hełmu. Piloci niechętnie akceptują hełmy o masie większej niż 0,5 kg i skorupie odsuniętej od głowy ponad 25 mm. Pod wpływem przeciążenia pilot może odczuwać duży ciężar uniemożliwiający poruszanie głową, co w konsekwencji ogranicza pole widzenia. Np. przy przeciążeniu 8, hełm o masie 1,5 kg będzie oddziaływał z siłą 12 daN. To samo dotyczy głowy, która „normalnie” ma masę ok. 6 kg, a przy takim przeciążeniu oddziałuje z siłą 48 daN. Łącznie na kręgosłup oddziałuje siła ok. 60 daN. Z powyższego wynika, że masa hełmu stanowi ok. 25–30% masy ogólnej. Nawet (jeżeli przyjmiemy skrajne stanowisko, że hełm „nic nie waży”) — to przy przeciążeniu 8 daje to siłę ok. 50 daN. Do tego należy doliczyć masę maski tlenowej i słuchawki łączności radiowej (mikrofon lub laryngofon i słuchawki).

Wynika z tego problem do rozwiązania „jak utrzymać głowę pilota, zmniejszyć oddziałującą siłę przy przeciążeniach” powstałych przy lotach na samolotach nowej generacji. Częściowo można to złagodzić przez podparcie hełmu, co już zrobiono w hełmach szczelnych opierających się swoją podstawą na barku (ramionach pilota).

W przyszłości przewiduje się podjęcie prac mających na celu opracowanie wielofunkcyjnego ubioru pilota, który będzie zawierał układy: przeciwprzeciążeniowy, wyrównawczy i wentylacyjny, będzie ocieplany, a także będzie zapewniał utrzymanie pilota-rozbitka na wodzie.

Należy zwrócić uwagę na problem braku łączności między ratownikiem opuszczonym na linie ze śmigłowca ratowniczego a załogą tego śmigłowca. Istnieje pilna potrzeba rozwiązania tego problemu, gdyż łączność (np. radiowa) między ratownikiem opuszczonym na linie ze śmigłowca a załogą umożliwi łatwiejsze i bezpieczniejsze dotarcie do rozbitka. Takie układy radiowe są stosowane w ratownictwie krajów zachodnich.

Zapewnienie bezpieczeństwa latania to zadanie kompleksowe, łączące wiele składowych:

- sprawność i niezawodność (jakości konstrukcji) części materialnej,
- kwalifikacje i dyscyplinę personelu technicznego,
- wyszkolenie personelu latającego.

Niedopracowanie w jakiegokolwiek składowej może stworzyć przesłankę do wypadku lotniczego. Ale nie tylko konstrukcja, jej jakość oraz właściwości sprzętu ratunkowego zapewniają skuteczne ratowanie. Można mieć sprzęt wysokiej jakości, a brak umiejętności odpowiedniego wykorzystania w sytuacjach awaryjnych może być przyczyną niepotrzebnych tragedii.

Szczególnie ważna jest umiejętność poprawnego wykorzystania sprzętu po przymusowym wodowaniu, dlatego należy prowadzić szkolenie mające na celu przygotowanie załogi statków powietrznych (przez systematyczne powtarzanie odpowiednio opracowanych ćwiczeń ratowniczych) do odpowiedniego zachowania się i wykorzystania sprzętu. Ćwiczenia powinny odbywać się w warunkach jak najbardziej zbliżonych do rzeczywistych. W niektórych państwach zachodnich są prowadzone szkoły, w których przygotowuje się pilotów do różnych sytuacji, w jakich mogą znaleźć się po awaryjnym opuszczeniu statku powietrznego, wodowaniu i oczekiwaniu na nadejście pomocy.

Należy stwierdzić, że zapewnienie bezpieczeństwa latania jest bardzo ważne również ze względów humanitarnych, choć sprzęt wysokościowo-ratunkowy jest kosztowny, zwiększa masę statków powietrznych oraz wypełnia cabinę.

Konieczne jest prowadzenie prac badawczych i konstrukcyjnych zmierzających do podwyższenia funkcjonalności i niezawodności sprzętu wysokościowo-ratunkowego.

#### LITERATURA

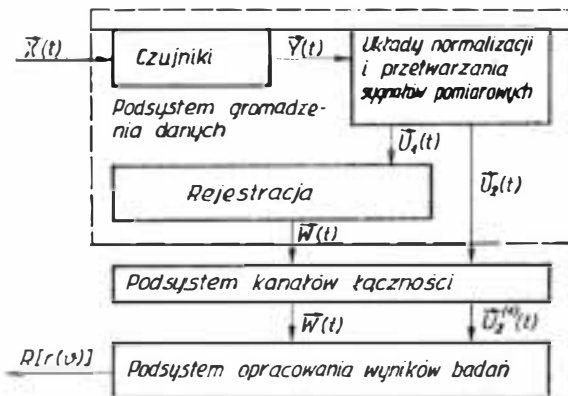
1. W. W. KOROLIEW, E. P. KOSTRUB, S. B. MURABIEWA: Sośtojanie i puti sowieršenstwowanija sriedstw zaszczyty ot wodiejstwiwa wozdusznowo potoka pri katapultirowanii. *Problemy bezopasnosti poetow*, nr 3, 1979 r.
2. A. G. AGRONIK, L. I. EGIENBURG: Opriedielenije triebowanii k pierspektiwnym sriedstwam awarijnowo pokidania. *Problemy bezopasnosti poetow*, nr 3, 1985 r.
3. A. G. AGRONIK, L. I. EGIENBURG: Programy sowieršenstwowanija sriedstw awarijnowo pokidania samoletow. *Problemy bezopasnosti poetow*, nr 1, 1986 r.
4. J. FARLEY: Fest — jest aircrew safety. *Flight International*, 31.8.1985 r.
5. M. GAINES: Sea survival. *Flight International* 14.09.1985 r.
6. Utrata świadomości — problem pilotów samolotów bojowych o dużej manewrowości. *ITWL*, z. nr 33, 1987 r.



# System pomiarowy do badania właściwości lotnych samolotów

Dr inż. WŁADYSŁAW ZĄBKOWICZ  
Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

Przez pojęcie system pomiarowy autor rozumie uporządkowany zbiór elementów i połączeń między nimi oraz sekwencje czynności, w wyniku których informacja jest pobierana z obiektu badań, przetwarzana i przedstawiana w odpowiedniej formie do wykorzystania w procesie badań doświadczalnych [1]. W tak rozumianym systemie (rys. 1) można wyróżnić:



Rys. 1. Podział systemu pomiarowego na podsystemy

- podsystem gromadzenia danych, w którym są dokonywane operacje na sygnałach pomiarowych od ich odebrania z obiektu badań aż do rejestracji włącznie,
- podsystem kanałów łączności, przesyłający sygnały

TABLICA. Charakterystyki zbioru wielkości mierzonych

Okres wielkości mierzonej	Symbol	Zakres pomiarowy <sup>1)</sup>	Pasma częstotliwości sygnału, Hz	Przybliżony błąd względny, %
1	2	3	4	5
Wysokość przyrządowa, m	$h_p$	17 000	0 ÷ 2	0,5 ÷ 1
Prędkość przyrządowa, $\text{km} \cdot \text{h}^{-1}$	$V_p$	0 – 1500	0 ÷ 2	0,5 ÷ 1
Przebieżenie podłużne	$n_{x1}$	± 1,5	0 ÷ 10	1,5
Przebieżenie boczne	$n_{y1}$	± 1,5	0 ÷ 10	1,5
Przebieżenie normalne	$n_z$	-4 ÷ 10	0 ÷ 10	1,5
Siła podłużna na drążku sterowym, N	$P_{\omega}$	± 400	0 ÷ 10	1,5
Siła boczna na drążku sterowym, N	$P_b$	± 200	0 ÷ 10	1,5
Siła na prawym pedale steru kierunku, N	$P_{kp}$	± 500	0 ÷ 10	1,5
Siła na lewym pedale steru kierunku, N	$P_{kl}$	± 500	0 ÷ 10	1,5
Kąt wychylenia steru wysokości, stopień	$\delta_w$	± 30	0 ÷ 10	1,5
Kąt wychylenia lotek, stopień	$\delta_l$	-15 ÷ 10	0 ÷ 10	1,5
Kąt położenia statecznika poziomego <sup>2)</sup> , stopień	$\delta_{st}$	—	0 ÷ 10	1,5
Kąt natarcia, stopień	$\alpha$	0 ÷ 25	0 ÷ 10	1,5
Kąt ślizgu, stopień	$\beta$	± 25	0 ÷ 10	1,5
Kąt pochylenia, stopień	$\Theta$	± 90	0 ÷ 10	1,5
Kąt przechylenia, stopień	$\varphi$	± 100	0 ÷ 10	1,5
Kąt odchylenia, stopień	$\psi$	± 25	0 ÷ 10	1,5
Prędkość kątowna względem osi $x_1$ , $\text{rad} \cdot \text{s}^{-1}$	$\omega_{x1}$	± 2	0 ÷ 10	1,5
Prędkość kątowna względem osi $y_1$ , $\text{rad} \cdot \text{s}^{-1}$	$\omega_{y1}$	± 2	0 ÷ 10	1,5
Prędkość kątowna względem osi $z_1$ , $\text{rad} \cdot \text{s}^{-1}$	$\omega_{z1}$	± 2	0 ÷ 10	1,5
Impuls	$I_s$	—	0 ÷ 10	1
Podstawa czasu, s	$\tau$	0,1 ÷ 1	0 ÷ 10	1

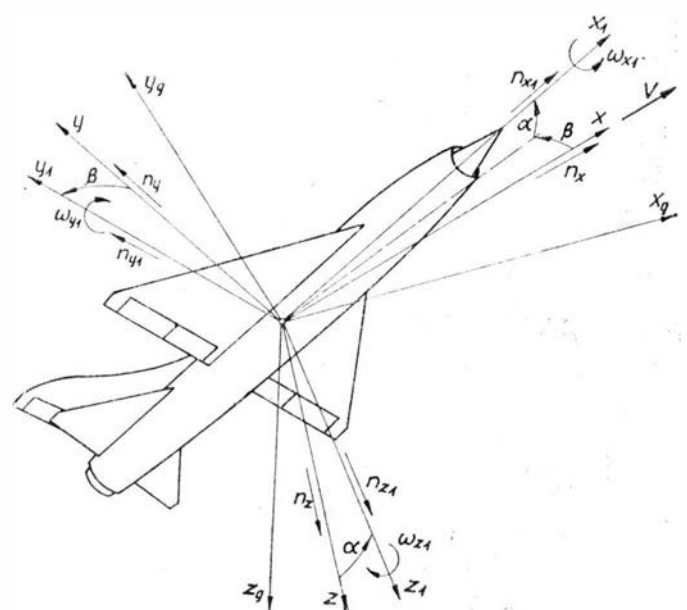
<sup>1)</sup> Dane dotyczące zakresów pomiarowych dobrano dla wybranego typu samolotu.  
<sup>2)</sup> Dotyczy samolotu ze zmiennym położeniem statecznika poziomego

pomiarowe z pokładu samolotu do podsystemu opracowania wyników. Jeżeli sygnały pomiarowe są rejestrowane na pokładzie samolotu, to taki kanał określa się jako kanał pośredni, a jego zadanie spełnia personel obsługi. Kanał łączności bezpośredniej stanowi łącze radiowe,

— podsystem opracowania wyników badań. W tym podsystemie operacje na sygnałach pomiarowych mają na celu: określenie liczbowych wartości wielkości mierzonych wraz z oszacowaniem dokładności pomiaru, wykonywanie różnego rodzaju algorytmicznych przekształceń wyników pomiaru w sposób odpowiadający przyjętej metodzie badań oraz realizację wydruku wyników końcowych w postaci wygodnej do wnioskowania. Stopień automatyzacji pomiaru i opracowania wyników jest uzależniony zarówno od rodzaju kanału łączności między pozostałymi podsystemami, jak i od przyjętych metod rejestracji (oscylograficzna, magnetyczna). W artykule omówiono system pomiarowy z pośrednim kanałem łączności i wielokanałową rejestracją oscylograficzną. Zbiór wielkości mierzonych charakterystycznych dla właściwości lotnych przedstawiono w tabl. Nie ujęto w niej wielkości kontroli parametrów silnika i innych, które mierzy się wyłącznie wówczas, gdy wymaga tego program badań. W poszczególnych rubrykach tabl. podano wyniki oszacowania charakterystyk zbioru wielkości mierzonych [2] dla wybranej klasy samolotów. Uzupełnieniem tabl. jest rys. 2, na którym podano oznakowanie symboli wybranych wielkości mierzonych w układzie współrzędnych związanych z osiami płatowca, osiami przepływu i z nieruchomym układem ciężenia.

## Model kanału pomiarowego z rejestracją oscylograficzną

Na rys. 3 przedstawiono schemat ideowy kanału pomiarowego składającego się z czujnika wielkości mierzonej  $C_j$ , wzmacniacza sygnału wyjściowego czujnika  $W_j$  oraz galwanometru rejestratora  $G_i$ . Do galwanometru dołączono



Rys. 2. Oznaczenia i zwroty współrzędnych położenia i prędkości kątownych oraz przyspieszeń związanych z osiami płatowca  $x_1, y_1, z_1$ , z przepływem  $X, Y, Z$  i z nieruchomym układem ciężenia  $x_y, y_g, z_g$

dotatkową rezystancję  $R_r$  dla doboru charakterystyki statycznej kanału pomiarowego:

$$W_{k,x_j} = S_{k,x_j} \cdot X_j \quad (1)$$

gdzie:

$W_{k,x_j}$  — maks. przemieszczenie linii zapisu na taśmie rejestratora względem linii odniesienia dla kanału pomiarowego  $j$  wielkości mierzonej, m,

$S_{k,x_j}$  — czułość kanału pomiarowego wielkości mierzonej,  $m \cdot x_j^{-1}$ ,

$X_j$  — maks. wartość sygnału wielkości mierzonej.

Czułość kanału pomiarowego może być opisana równaniem:

$$S_{k,x_j} = S_{c_j} \cdot S_{w_j} \cdot S_{D_j} \cdot S_{g_i,j} \quad (2)$$

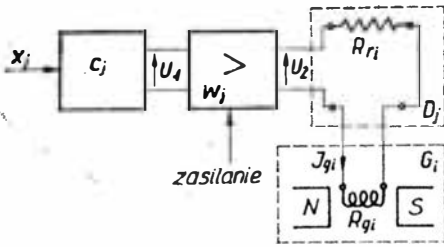
gdzie:

$S_{c_j}$  — czułość czujnika,  $V \cdot X_j^{-1}$ ,

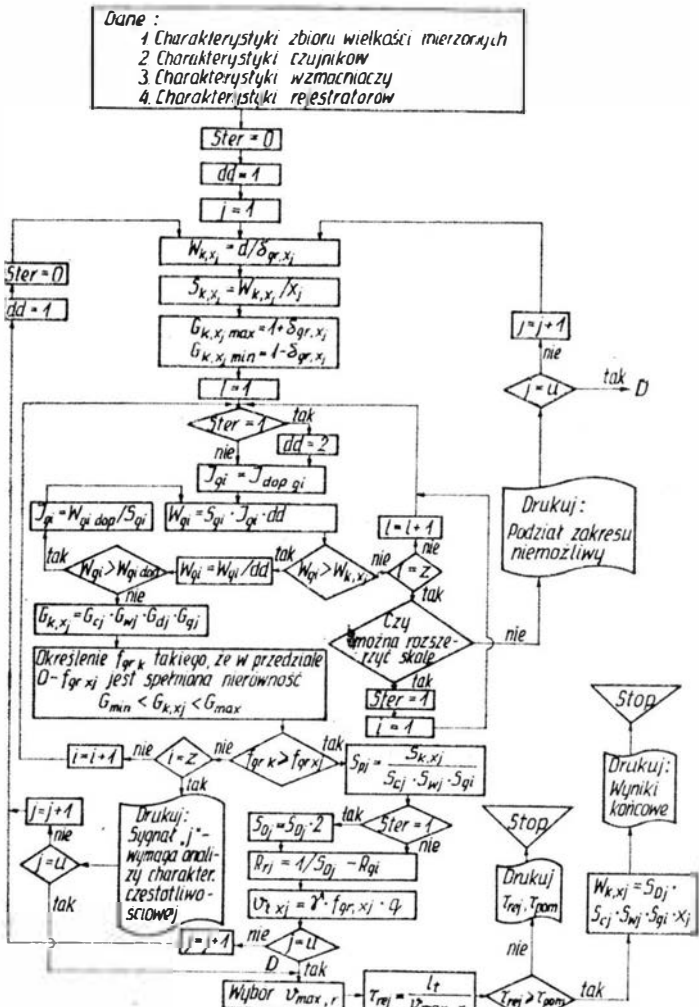
$S_{w_j}$  — wzmacnienie,  $V \cdot V^{-1}$ ,

$$S_{D_j} = \frac{1}{R_{g_i,j} + R_{r_i,j}}, \quad A \cdot V^{-1},$$

$S_{g_i,j}$  — czułość  $i$ -tego typu galwanometru w  $j$  kanale wielkości mierzonej.



Rys. 3 Schemat ideowy kanału pomiarowego z rejestracją oscylograficzną



Rys. 4. Algorytm obliczania charakterystyk statycznych i dynamicznych kanałów pomiarowych z rejestracją oscylograficzną

Charakterystykę dynamiczną  $j$  kanału pomiarowego można opisać transmitancją widmową:

$$G_{k,x_j}(j\omega) = W_{k,x_j}(j\omega) / x_j(j\omega) \quad (3)$$

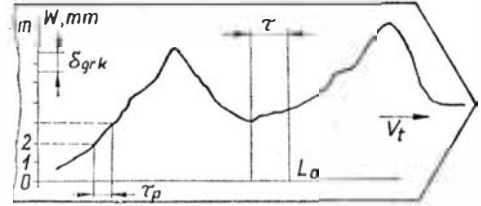
gdzie:

$$G_{k,x_j}(j\omega) = G_c(j\omega) \cdot G_w(j\omega) \cdot G_G(j\omega)$$

W dalszym ciągu obliczeń korzysta się z charakterystyki amplitudowo-częstotliwościowej:

$$G_{k,x_j} = |G_{k,x_j}(j\omega)| = |W_{k,x_j}(j\omega)| / |x_j(j\omega)| \quad (4)$$

Na rys. 4 przedstawiono opis sieci działań algorytmu obliczania charakterystyk statycznych i dynamicznych kanałów pomiarowych systemu z rejestracją oscylograficzną.



Rys. 5. Ilustracja zapisu sygnałów pomiarowych na taśmie rejestratora oscylograficznego

Wymagania dla maks. przemieszczenia linii zapisu względem linii odniesienia (rys. 5) określa elementarna działka skali  $d$  podzielona przez dopuszczalny graniczny błąd pomiaru  $\delta_{gr,x_j}$  (rubr. 5 tabl.). Dysponując wynikami obliczeń  $W_{k,x_j}$ , określa się wymaganą czułość kanału pomiarowego  $S_{k,x_j}$ . Następnie podaje się wymagania dla charakterystyki amplitudowej — częstotliwościowej. Z kolei dobiera się dla każdego z  $j$  kanałów pomiarowych galwanometry rejestratora spośród  $i = z$  typów będących na jego wyposażeniu. Przyjmując dopuszczalną wartość prądu galwanometru i jego czułość, oblicza się maks. przemieszczenie linii zapisu.

Jeżeli maks. przemieszczenie  $W_{g_i,j}$  jest większe od wymaganego  $W_{k,x_j}$ , sprawdza się czy nie przekroczono wartości dopuszczalnej (uwarunkowanej układem optycznym). Jeżeli występuje przekroczenie, ustala się nową wartość i dalej sprawdza się wymagania dla charakterystyki dynamicznej z udziałem badanego typu i galwanometru rejestratora. Jeżeli dobrano charakterystyki galwanometrów, oblicza się charakterystykę statyczną kanału pomiarowego. Sprowadza się ona do określenia czułości dzielnika  $S_{D_j}$ , przy danych charakterystykach czujników wzmacniaczy i galwanometrów. Dla przypadków, gdy maks. przemieszczenie linii zapisu  $W_{k,x_j}$ , nie odpowiada wymaganej wartości, bada się możliwości rozszerzenia skali lub należy zastosować podział zakresu pomiarowego. Gdy nie ma praktycznych możliwości spełniania wymagań dla  $W_{k,x_j}$ , zachodzi potrzeba zmiany wymagań lub zastosowania innej metody rejestracji. Sposób obliczania wymaganej prędkości taśmy i dostępnego czasu trwania pomiaru omówiono w artykule.

### Dobór prędkości taśmy rejestratora

Przez analogię do pojęcia przepustowości kanału znanego z klasycznej teorii informacji [3], przepustowość informacyjną pojedynczego kanału pomiarowego z rejestracją oscylograficzną (rys. 5) można opisać równaniem:

$$C_{k,x_j} = F_{pk,x_j} \cdot I_{k,x_j}, \quad \text{bitów} \cdot s^{-1} \quad (5)$$

gdzie:

$F_{pk,x_j}$  — częstość próbkowania sygnału wielkości mierzonej,

$I_{k,x_j}$  — liczba informacji przypadająca na jeden odczyt.

Liczbę informacji przypadającą na jeden odczyt opisuje równanie:

$$I_{k,x_j} = \lg_2 m, \quad \text{bitów} \quad (6)$$

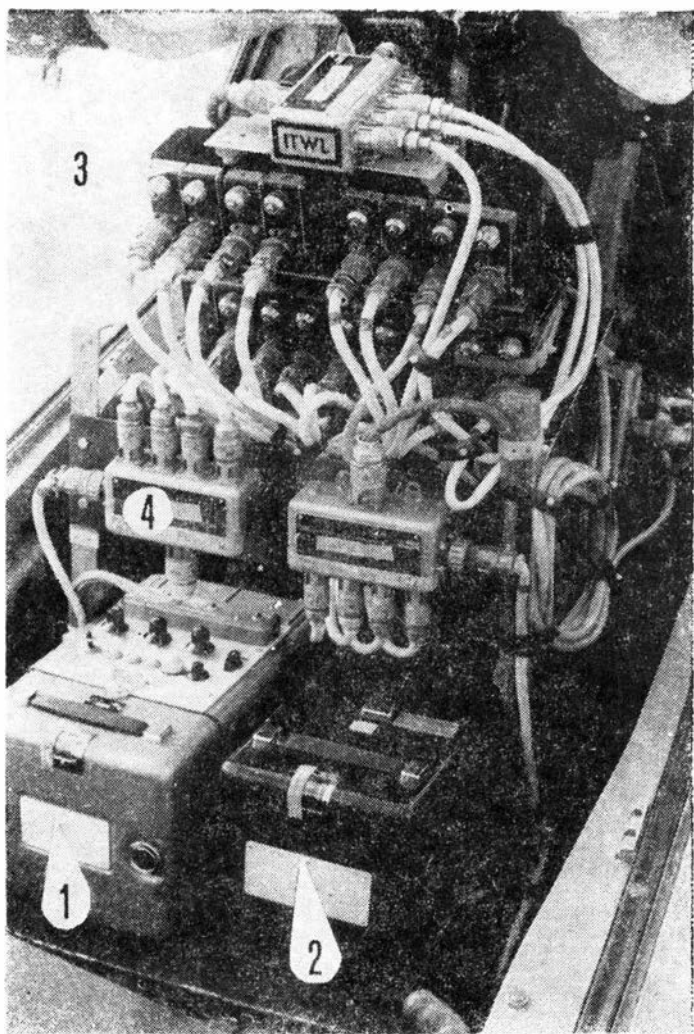
gdzie:

$m$  — liczba elementarnych działek skali związanych z błędem granicznym  $\delta_{grk,x_j}$  równaniem:

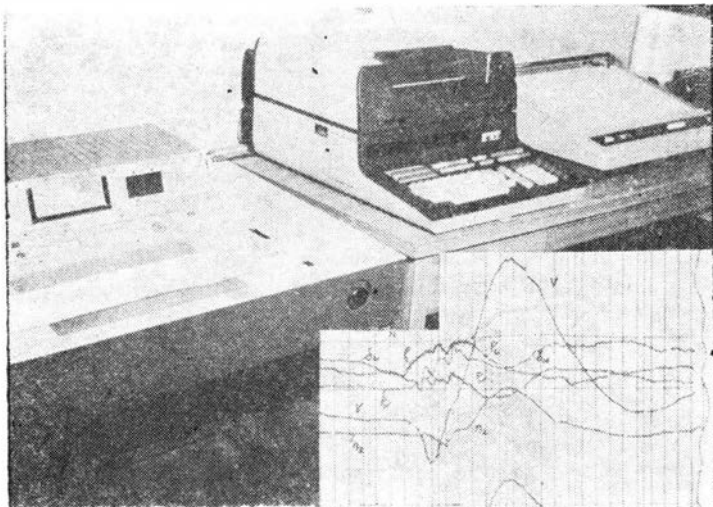
$$m = \frac{1}{\delta_{grk,x_j}} + 1 \quad (7)$$

Wymagania w stosunku do częstości próbkowania sygnałów wielkości mierzonej opisuje znane z [3, 4] twierdzenie Nyquista-Kotielnikowa, wg którego odstęp czasu międ-





Rys. 6. Podsystem gromadzenia danych zainstalowany w drugiej kabine samolotu TS-11 Iskra: 1, 2 — rejestratory, 3 — bloki wzmacniaczy pomiarowych, 4 — skrzynka rozdzielcza



Rys. 7. Widok ogólny podsystemu opracowania wyników pomiaru zarejestrowanych na taśmach oscylograficznych

dzy kolejnym pobieraniem próbek jest związany z częstotliwością graniczną  $f_{gr,x_j}$  sygnału pomiarowego równaniem:

$$\tau_p = 2f_{gr,x_j} \quad (8)$$

W praktyce zaleca się zwiększyć współczynnik częstotliwości próbkowania w zależności od wymagań w stosunku do dokładności odwzorowania sygnału wielkości mierzonej. Dla granicznego błędu pomiaru  $\delta_{gr,x_j}$  1% zaleca się zwiększyć ten współczynnik w przedziale 5÷9. Dla założenia jednakowej dokładności odczytu sygnału pomiarowego na obu

osiach skali między prędkością taśmy rejestratora i czasem między kolejnym pobieraniem próbek zapisu zachodzi związek:

$$\tau_p \cdot \partial_t = q = \text{const.} \quad (9)$$

gdzie:

$q$  — odległość między kolejnymi punktami odczytu na osi skali czasu.

Zazwyczaj wartość współczynnika  $q$  powinna być równa elementarnej działce skali na osi rzędnych zapisu i nie mniejsza od połowy jej wartości. Korzystając z równań (8) i (9), wymaganą prędkość taśmy można opisać równaniem:

$$\partial_t = \gamma \cdot f_{gr} \cdot q \quad (10)$$

gdzie:

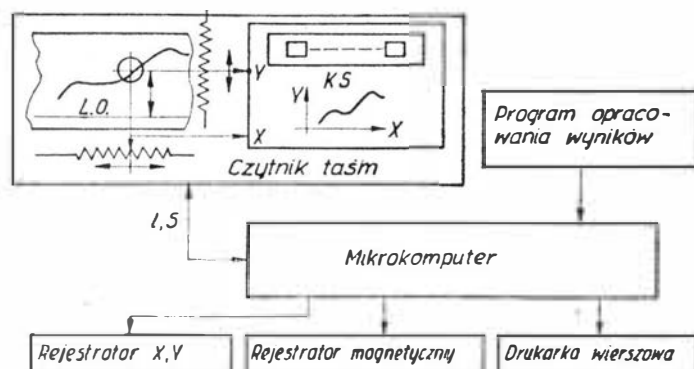
$\gamma$  — współczynnik liczby próbkowań.

Czas trwania pomiaru jest związany z długością taśmy  $L$ , zawartej w kasie rejestratora i jej prędkością równaniem:

$$\tau_{\text{pom}} = L/\partial_t \quad (11)$$

gdzie:

$L$  — długość taśmy w kasie rejestratora.



Rys. 8. Schemat ideowy struktury funkcjonalnej czytnika taśm oscylograficznych

### Przykład systemu pomiarowego

Na rys. 6 zilustrowano przykład podsystemu gromadzenia danych z rejestracją oscylograficzną. W jego skład, oprócz czujników wielkości mierzonych wymienionych w tabl., wchodzi dwa rejestratory oraz modułowe wzmacniacze pomiarowe dopasowane do zasady działania czujników. Został on zainstalowany na czas prowadzenia badań w drugiej kabine samolotu TS-11 Iskra. Na rys. 7 przedstawiono widok ogólny podsystemu opracowania wyników. Składa się on z czytnika taśm, którego schemat ideowy ilustruje rys. 8, minikomputera HP-9830A i rejestratora X-Y. Odczyt zarejestrowanych sygnałów pomiarowych odbywa się w czytniku za pomocą przetwornika zmieniającego położenie linii zapisu względem linii odniesienia LO (rys. 4), w punkcie odczytu na sygnał napięciowy. Szczotkę potencjometru na punkt odczytu ustawia się ręcznie, po czym następuje wprowadzenie wartości sygnału napięciowego do pamięci minikomputera przez jego klawiaturę. Praktyka zastosowań wykazała, że ten sposób odczytu i wprowadzenia zarejestrowanych sygnałów do pamięci minikomputera skraca ok. 10-krotnie czas opracowania wyników w porównaniu z odczytem za pomocą liniału z podziałką. Ze względu na przecinającą się linię zapisu na taśmie, pełna automatyzacja odczytu jest bardzo kłopotliwa i nieopłacalna.

### LITERATURA

1. K. BADZMIROWSKI, H. KARKOWSKA, T. KARKOWSKI: Cyfrowe systemy pomiarowe. WNT, Warszawa, 1979.
2. W. ZĄBKOWICZ, R. MILEWSKI, M. JOZKO: System pomiarowy do badań w locie. ITWL, nr bibl. 8110/1, 1986.
3. G. U. KAWALEROW, G. M. MANDIELSZTAM: Wwiedzenie w informacjonnuj teoriju izmierienij. Wyd. Energijsija, Moskwa, 1974.
4. B. J. SOWIETOW, E. L. RUCHMAN: Sistiemy pieriedaczi informacij ot termiatow K.C.W. Wyd. Uniwersytetu Leningradzkiego, 1978.

Terminy lotnicze bułgarskie, czeskie i serbochorwackie (XI)

- 1 — piła
- 2 — p. taśmowa, taśmówka
- 3 — p. tarczowa
- 4 — nóż
- 5 — n. do gwintu
- 6 — n. przecinak
- 7 — n. kształtowy, n. profilowy
- 8 — frez
- 9 — f. czółowy
- 10 — f. walcowy
- 11 — f. palcowy, f. trzpieniowy
- 12 — f. stożkowy
- 13 — f. kształtowy, f. profilowy
- 14 — przeciągacz
- 15 — wiertło (kręte) w. spiralne
- 16 — rozwiertak
- 17 — r. stożkowy
- 18 — gwintownik
- 19 — narzynka
- 20 — papier ścierny drobnoziarnisty
- 21 — p. ś.
- 22 — pasta ścierna, p. szmerglowa; p. polerownicza
- 23 — tłocznik
- 24 — matryca; foremnik
- 25 — forma (odlewnicza)
- 26 — masa formierska; piasek formierski
- 27 — piec
- 28 — p. do obróbki cieplnej, p. hartowniczy
- 29 — pistolet do metalizacji
- 30 — p. natryskowy, p. do malowania natryskowego
- 31 — połączenie; szew; spoina; złącze
- 32 — n. nierozłączne
- 33 — p. spawane, spaw
- 34 — p. nitowe
- 35 — p. przegubowe; p. zawiasowe
- 36 — p. śrubowe, p. na śruby
- 37 — pasowanie
- 38 — p. obrotowe
- 39 — p. ślizgowe
- 40 — p. spoczynkowe, p. nieruchome
- 41 — p. wtłaczane
- 42 — luz
- 43 — sprawdzian; wzorzec
- 44 — s. tłoczkowy
- 45 — s. szczękowy
- 46 — szew
- 47 — sz. nitowy
- 48 — nitowanie
- 49 — nit
- 50 — n. z łbem kulistym
- 51 — n. wpuszczany, n. z łbem płaskim
- 52 — n. rurkowy
- 53 — spoina spawana, spaw, spawka, szew spawany
- 54 — spawanie
- 55 — s. gazowe
- 56 — a. acetylenowo-tlenowe
- 57 — s. atomowe, s. atomowo-wodorowe, s. arkatomowe
- 58 — s. elektryczne; s. łukowe
- 59 — palnik

- 1 — резачка, отрезна резачна машина
- 2 — лентов трион, баншиг
- 3 — дисков трион; циркулярен т., циркуляр, дискова ножовка
- 4 — нож
- 5 — стругарски нож за резба
- 6 — прорязвач нож
- 7 — профилен стругарски н., фасонен с. н.
- 8 — фреза
- 9 — челна ф., фронтална ф.
- 10 — цилиндрична ф.
- 11 — палцова ф.
- 12 — конусна ф.
- 13 — профилна ф., фасонна ф.
- 14 — протяжка
- 15 — (винтово) свредло, спирално с.
- 16 — райбер
- 17 — конусен р.
- 18 — метчик
- 19 — пашка, флашка, челюст
- 20 — шкурка
- 21 — шкурка, стъклена хартия, абразивна х., стъклено платно, глас-папир
- 22 — полировъчна паста, п. за полиране
- 23 — штамп; щанца
- 24 — матрица, формовонка щанца
- 25 — (леярска) форма
- 26 — формовъчна пръска, лярска н.; формовъчен пясък, лярски н.
- 27 — нец
- 28 — н. за закаляване, отръвна н. н. за термообработване
- 29 — пистолет за метализиране, метализатор
- 30 — пистолетен пръскач, пистолет-пулверизатор
- 31 — съединение, стглобка, съчленение, връзка
- 32 — неразлюбим с.
- 33 — заваръчно с., заваръчна връзка
- 34 — нитово с., нитова връзка, н. стглобка
- 35 — шарнирно с., шарнирна в., шарнирна с.
- 36 — болтово с., болтовав.
- 37 — стглобка
- 38 — ходова с.; подвижна с.
- 39 — свободноплъзгаща с., плъзгаща с.
- 40 — неподвижна с.
- 41 — пресова с.
- 42 — луфт, хлабина
- 43 — калибър; шаблон
- 44 — к. — пробка, к. за отвор
- 45 — к. — скоба, скоба
- 46 — шев
- 47 — нитов ш.
- 48 — нитоване, занитване
- 49 — нит
- 50 — н. с полукригла глава
- 51 — скрип н., н. със скрита т.
- 52 — тръбен н.
- 53 — заваръчен шев
- 54 — заваряване, заварка
- 55 — газово з., газова з.
- 56 — ацетиленово з., ацетиленова з.
- 57 — атомно-водородно з., атомно-водородна з.
- 58 — (електро)лъгово з., дъгова з.
- 59 — горелка

K.D.

- 1 — piła
- 2 — pásová p.
- 3 — kotoučová p., kruhová p.
- 4 — nůž
- 5 — závilový n.
- 6 — upuchovací n., upichovák
- 7 — tvarový n., profilový n.
- 8 — fréza
- 9 — čelni f.
- 10 — válcová f.
- 11 — dražkovací f., stopková f., prstová f.
- 12 — kuželová f.
- 13 — tvarová f., profilová f.
- 14 — protahovák, protahovací trn
- 15 — (šroubovitý) vrták
- 16 — výstružník
- 17 — kuželový v.
- 18 — závitník
- 19 — kruhová závitová čelist, závitnice
- 20 — leštící papír
- 21 — smírkový p., brusný p.
- 22 — brusná pasta, lapovací p., leštící p.
- 23 — raznice, zápustka
- 24 — matrice; zápustka; razník, raznice, razidlo
- 25 — forma
- 26 — formovací směs; f. písek
- 27 — pec
- 28 — p. pro tepelné zpracování, kalici p.
- 29 — pistole pro stříkání kovem
- 30 — stříkací p.
- 31 — spojování: spojení, spoj
- 32 — pevné spojení, nerozebratelně s.
- 33 — svařený spoj, svařovaný s.
- 34 — nýtový s.
- 35 — kloubový s., skloubený s., závěsový s.
- 36 — šroubový s.
- 37 — lícování, uložení
- 38 — točné u.
- 39 — smykové u.
- 40 — nehybné u.
- 41 — lisované u.
- 42 — vůle
- 43 — kalibr, (porovnávací) měrka; etalon
- 44 — válečkový kalibr
- 45 — třmenový k.
- 46 — šev, spoj, svar
- 47 — nýtový spoj, n. šev
- 48 — nýtování
- 49 — nýt
- 50 — n. s půlkulovou hlavou
- 51 — zápustný n., zapuštěný n., n. s plochou zápustnou hlavou
- 52 — trubkový n., dutý n.
- 53 — svar, svařený spoj
- 54 — svařování
- 55 — s. plamenem
- 56 — s. acetylenem, s. kysličitelným, s. acetylenovým plamenem
- 57 — atomické svařování
- 58 — elektrické s., obloukové s.
- 59 — hořák

- 1 — testera
- 2 — trakasta t.
- 3 — kružna t.
- 4 — nož
- 5 — n. za rezanje loze
- 6 — n. za usecanje
- 7 — profilisani n., fasonski n.
- 8 — glodal, frezer
- 9 — čeon g.
- 10 — osno g., valjkasto g., valjkasto g.
- 11 — vretenasto g.
- 12 — kupasto g.
- 13 — fasonsko g.; oblično g., g. za izradu profila
- 14 — provlakač
- 15 — (zavojiti) svrdao, spiralni s.
- 16 — razvrtač
- 17 — kupasti r.
- 18 — lozni svrdao, s. za loze
- 19 — narezница za spoljnu lozu
- 20 — polir-papir, papir za poliranje
- 21 — ljutični p., šmirgelpapir
- 22 — brusna pasta, p. za poliranje
- 23 — presa utiskača
- 24 — matica, matrica; oblikača
- 25 — oblikača, oblikač, oblikovalo
- 26 — livnični pesak
- 27 — pec
- 28 — p. za termičku obradu
- 29 — pištolj za metalizaciju
- 30 — p. za prskanje, p. za spricanje
- 31 — spoj, sastavak, šav
- 32 — čvrsti s., nerastavljiv s.
- 33 — zavarni s.
- 34 — zakivačni s.
- 35 — zglobni s.
- 36 — s. živijoni, s. na zavrtanj, zavrnjani s.
- 37 — podes, podešaj, spoj
- 38 — obrtni podes
- 39 — klizni podešaj
- 40 — nepokretni spoj
- 41 — presovani s.
- 42 — zazor
- 43 — kalibar
- 44 — k.-čep
- 45 — k.-račva
- 46 — šav, sastavak
- 47 — zakivačni šav, z. zakiv
- 48 — zakovičenje, zakivačno spajanje
- 49 — zakivak, zakivka; nakovnica
- 50 — z. polukrugle glave
- 51 — z. upuštění, z. plosne glave, z. ukopanič. z. ukopne glave
- 52 — cevast z., šupalj z.
- 53 — varni šav
- 54 — svarivanje, zavarivanje
- 55 — autogenno z., gasno z.
- 56 — acetilensko z., kiseonično-a. z.
- 57 — arkatomno z., atomno vodonično z.
- 58 — elektrozavarivanje, električno z., elektrolučno z.
- 59 — plamnik, plamenik

Samolot wczesnego ostrzegania

**KONSTRUKCJA.** Czterosilnikowy, turbosmigłowy, całkowicie metalowy dolnopłat. Płat. Obrys trapezowy, profil NACA 0014 (mod.) u nasady i NACA 0012 (mod.) przy końcówce, wznios 6°, kąt zaklinowania 3°, skręcenie 2,5°. Konstrukcja wieloczęściowa, wielodźwigarowa fail safe, całkowicie metalowa. Wewnątrz kesonów skrzydeł integralne zbiorniki paliwowe. Do kesonu skrzydła są umocowane gondole silnikowe i gondole podwozia głównego. Konstrukcja gondol półkorupowa metalowa. Klapy typu Lockheed-Fowler, na każdym skrzydle po jednym segmencie klapy; klapy sięgają nieco za skrajne gondole silników. Lotki wyważone masowo i aerodynamicznie, wyposażone w klapy odciążające. Konstrukcja lotek i klapy metalowa. Między gondolami silników oraz między gondolami a kadłubem na górnej powierzchni skrzydła są umieszczone spoiler-y. W noskach skrzydeł instalacja przeciwbłodzeniowa.

**Kadłub.** Przekrój zbliżony do kołowego, konstrukcja półkorupowa metalowa fail safe. W części przedniej zakryty dielektryczną kopułą radar meteorologiczno-nawigacyjny. Za nim, pod kabiną pilotów mieści się wnęka podwozia przedniego. Kabina pilotów z miejscami obok siebie, szyby kabiny zaopatrzone w instalację przeciwbłodzeniową. Za kabiną pilotów znajduje się pomieszczenie operatorów wyposażenia radioelektronicznego oraz pomieszczenia gospodarcze i wycieczkowe. Pod podłogą pomieszczeń załogowych znajdują się przedziały wyposażenia radioelektronicznego i kadłubowe zbiorniki paliwa. Kabinowa część kadłuba szczelna, ciśnieniowa, klimatyzowana. Tylna, nieciśnieniowa część kadłuba o kształcie stożkowym. Nad kadłubem, tuż za skrzydłem, znajduje się obrotowa antena radaru do obserwacji obszaru powietrznego, umocowana na wsporniku z czterech profilowanych prętów. Drzwi wejściowe umieszczone w tylnej części kabiny załogi po lewej stronie. Wyjścia awaryjne po obu stronach kadłuba nad spływowa część skrzydła.

**Usterzenie.** Usterzenie w układzie klasycznym. Konstrukcja całkowicie metalowa, stateczniki dwudźwigarowe. Obrys usterzeń trapezowe z zaokrąglonymi końcówkami. Usterzenie poziome z wyraźnym wzniosem. Stery zaopatrzone w klapy wyważające i klapy odciążające.

**Sterowanie.** Sterownice w kabinie (wołanty i pedały) zdwojone. Lotki, ster wysokości i ster kierunku wychylane za pomocą układów linkowych ze wspomaganiami hydraulicznymi, klapy wychylane hydraulicznie, klapy wyważające — elektrycznie.

**Podwozie.** Trójzespolowe, chowane hydraulicznie do wnęki kadłubowej (przedniej i gondol skrzydłowych (główne)). Wszystkie zespoły podwozia z kołami bliźniaczymi na gołeniacz teleskopowych. Amortyzacja olejowo-gazowa. Na kołach podwozia głównego hydrauliczne hamulce tarczowe z urządzeniem przeciwbłędowym. Podwozie przednie sterowane hydraulicznie.

**Zespół napedowy.** Cztery silniki turbosmigłowe Allison T56-A-14 o mocy po 3661 kW. Śmigła czteropłatowe metalowe o



Fot. L. Zielański

stałych obrotach z możliwością odwracania ciągu Hamilton Standard 54 H60. Osie silników usytuowane nad profilem skrzydła, wyloty spalin skierowane wprost ku tyłowi. Osłony zespołów napędowych metalowe. Pomocnicza turbina APU.

**Instalacje.** Paliwowa — zbiorniki skrzydłowe i kadłubowe o łącznej pojemności 34826 l. Hydrauliczna — ciśnienie robocze 20,5 MPa, układy wieloobwodowe. Elektryczna — napięcie 24/28 V prądu stałego, 3X36 V prądu przemiennego oraz 115/400 Hz prądu zmiennego, 4 prądnice na silnikach, prądnica awaryjna napędzana przez APU, przekładniki napięcia, transformatory, układy zabezpieczające. Klimatyzacyjna — zapewnia odpowiednie nadeśnienie i temperaturę w szczelnej części kadłuba. Przeciwbłodzeniowa — noski skrzydeł ogrzewane gorącym powietrzem z upustów sprężarek silników.

**Wyposażenie.** Zdwojony zestaw podstawowych przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych, zestaw przyrządów kontroli silnika i instalacji pokładowych, radar meteorologiczny, pilot automatyczny, dwa układy do nawigacji bezwładnościowej, systemy radionawigacyjne Loran, Tacan i Omega, system identyfikacji radiowej IFF/SIF, system łączności radiowej 1553A służący także do przekazywania danych cyfrowych, system obserwacji z radarem AN/AP5-138 (ten sam typ co w starszych samolotach Hawkeye) w obrotowej osłonie APA-171 nad kadłubem, komputerowy układ przetwarzania danych o sytuacji w otoczeniu i sfery obserwacji. W cz. przewidziane zastosowanie radaru AN/AP5-145 zamiast AN/AP5-138.

**Uzbrojenie.** Samolot nie uzbrojony.

**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.** Samolot Lockheed P-3 Orion jest rozwinięciem znacznego samolotu komunikacyjnego Lockheed Electra z pierwszej połowy lat 50. Prototyp samolotu Orion, przeznaczony do patrolowania i zwalczania okrętów podwodnych, oblatano 19 sierpnia 1958 r. Najważniejsze z produkowanych seryjnie wersji samolotu Orion to:

— P-3A — useryjnjona wersja prototypowa, produkowana od 1961 r., zbudowano 157 egz. tej wersji; 4 egz. przebudowano

na wersję do obserwacji meteorologicznych oznaczona WP-3A,

— P-3B — unowocześnione wyposażenie, w produkcji od 1965 r., część samolotów tej wersji przystosowano do przewożenia uzbrojenia w postaci pocisków Bullpup, kilka przebudowano na wersję do rozpoznania radioelektronicznego EP-3B i 1 egz. na EP-3E; ogółem zbudowano 144 samoloty wersji P-3B,

— P-3C — kolejna wersja z unowocześnionym wyposażeniem i uzbrojeniem do zwalczania okrętów podwodnych, produkowana od 1968 r. (oblot — 18 września 1968 r.) do 1978 r., wytwarzana z licencji w Japonii (Kawasaki); ogółem wyprodukowano 235 egz. tej wersji (w tym kilkadziesiąt w Japonii),

— RP-3D — samolot do obserwacji pola magnetycznego Ziemi, 1 egz. przebudowany z P-3C,

— WP-3D — samolot do badań atmosfery ziemskiej, przebudowany w 1976 r. z RP-3D,

— EP-3E — wersja do rozpoznania radioelektronicznego, budowana zamiast wycyfrowanych starszych samolotów EC-121,

— P-3F — wersja dla Iranu, oblatana w 1975 r.,

— EP-3F — rozwinięcie P-3E, wersja do rozpoznania radioelektronicznego, zbudowano 6 egz.,

— CP-140 Aurora — wersja dla Kanady z całkowicie zmienionym wyposażeniem elektronicznym, zbudowano 18 egz.,

— P-3 AEW & C — wersja do wczesnego ostrzegania z radarem w obrotowej osłonie (rotodome) nad kadłubem, oblatana 14 czerwca 1984 r.; przewidywana także dla W. Brytanii w celu częściowego zastąpienia wycyfrowanych obecnie samolotów Nimrod, jest przewidziane wyposażenie części samolotów tej wersji w silniki MTE GE38, opracowywane wspólnie przez firmy Rolls-Royce (W. Brytania) i General Electric (USA); w celu opracowania silników powołano wspólne konsorcjum MTE (Modern Technology Engine).

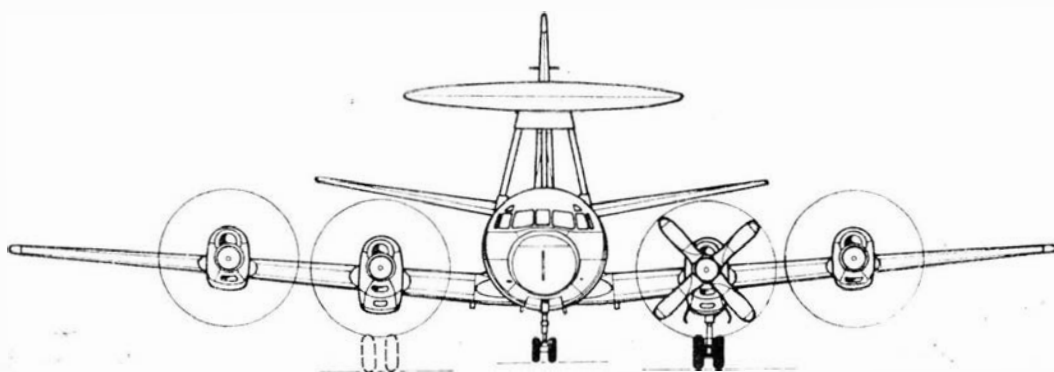
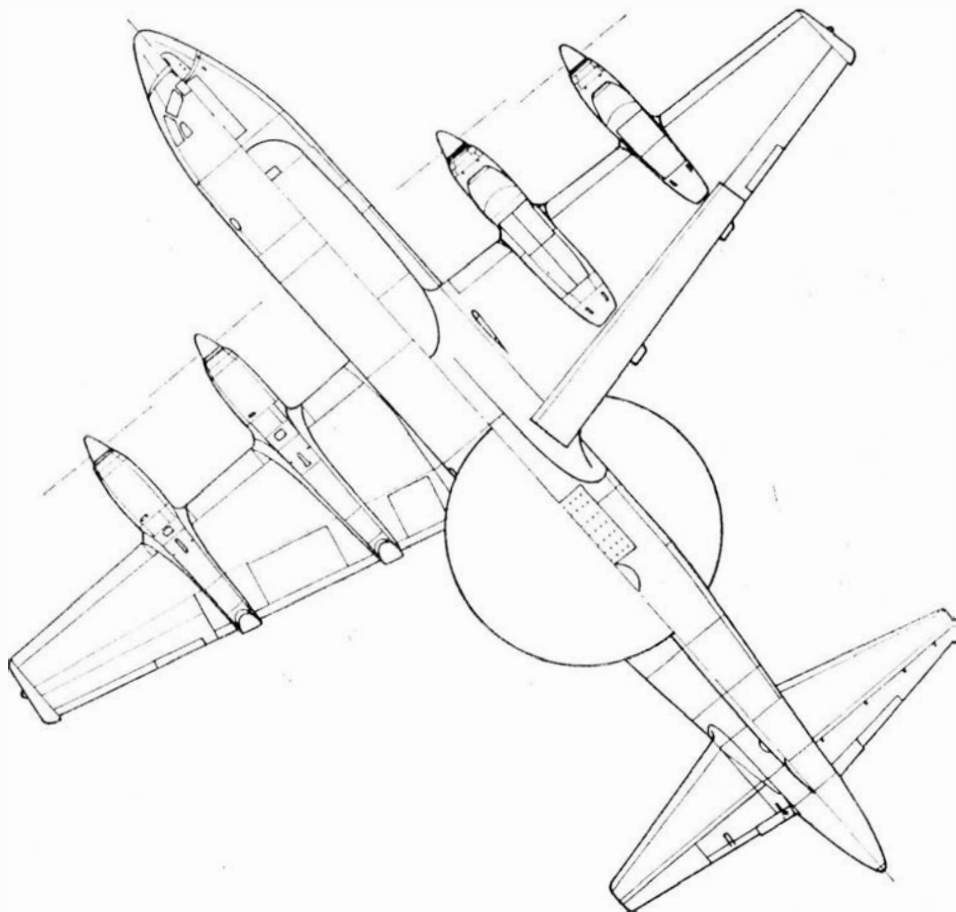
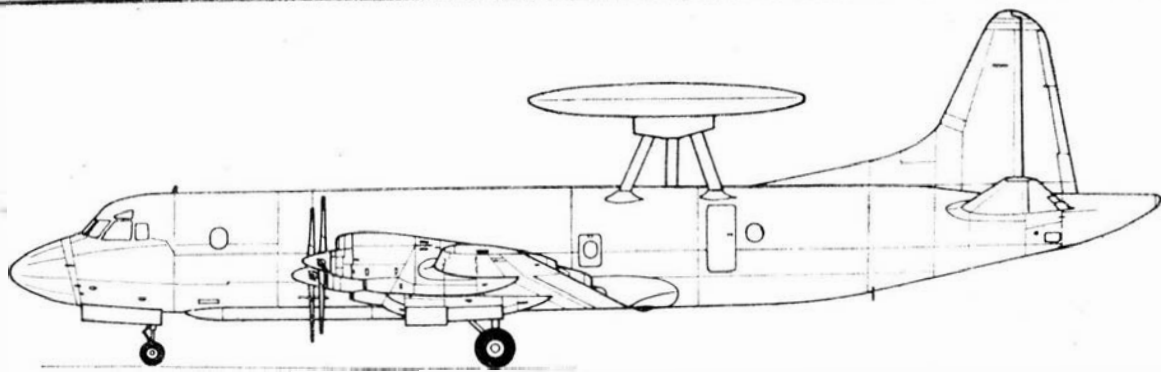
Do 1 kwietnia 1986 r. wyprodukowano łącznie 601 egz. wszystkich wersji samolotu Orion, które znajdują się w użytkowaniu sił lotniczych USA, Australii, Holandii, Nowej Zelandii, Norwegii, Kanady i Japonii.

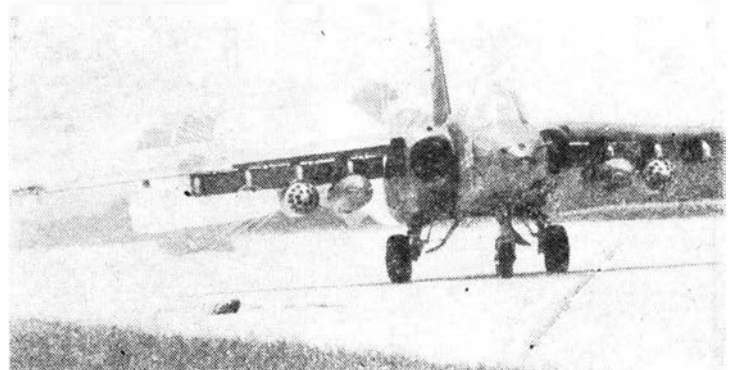
DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	30,37 m	Masa własna	27 890 kg
Długość	35,61 m	Masa paliwa	29 350 kg
Wysokość	10,27 m	Masa startowa maks.	64 410 kg
Rozpiętość usterzenia poziomego	13,06 m	Masa do lądowania	47 119 kg
Baza podwozia	9,07 m	Obciążenie powierzchni	532,3 kg/m <sup>2</sup>
Rozstaw podwozia	9,50 m	Obciążenie mocy	4,38 kg/kW
Cięciwa skrzydła u nasady	5,77 m	Prędkość maks.	750 km/h
Cięciwa skrzydła przy końcówce	2,31 m	Prędkość ekonomiczna	580 km/h
Średnica śmigiel	4,11 m	Prędkość min.	205 km/h
Średnica osłony radaru	7,32 m	Wznoszenie	9,8 m/s
Powierzchnia skrzydła	120,77 m <sup>2</sup>	Pułap	8'00 m
Powierzchnia lotek	8,36 m <sup>2</sup>	Promień działania norm.	2400 km
Powierzchnia klapy	19,32 m <sup>2</sup>	Promień działania maks.	3750 km
Powierzchnia usterzenia poziomego	22,39 m <sup>2</sup>	Rozbieg	1290 m
Powierzchnia statecznika poziomego	14,86 m <sup>2</sup>	Długość startu na 15 m	1673 m
Powierzchnia usterzenia pionowego	10,78 m <sup>2</sup>	Długość lądowania z 15 m	845 m
Powierzchnia steru kierunku	5,57 m <sup>2</sup>		
Wydłużenie skrzydła	7,5		

T.M.







Samolot wsparcia taktycznego (szturmowy)

**KONSTRUKCJA.** Dwusilnikowy, odrzutowy, całkowicie metalowy grzbietopłat.

**Plat.** Obrys trapezowy z uskokiem krawędzi natarcia, z niewielkim skosem (ok. 20°) i z prostopadłą do osi kadłuba krawędzią spływu, konstrukcja trójdzielna: część środkowa na stałe połączona z kadłubem i części zewnętrzne o lekkim wzniosie ujemnym. Konstrukcja skrzydła trójdźwigarowa metalowa. W strukturę płata wkomponowane węzły mocujące belki do podwieszania uzbrojenia (po 5 na każdym skrzydle). Na końcówkach skrzydeł płaskie zasobniki z antenami i krokodylowymi hamulcami aerodynamicznymi. Na krawędzi spływu każdej połowki skrzydła po dwa segmenty dwuszelimowych klap typu Fowlera. Lotki wyposażone w klapki wyważające. Na całej rozpiętości skrzydła znajdują się sloty, złożone łącznie z czterech segmentów.

**Kadłub.** Przekrój prostokątny z zaokrąglonymi narożnikami. Konstrukcja półskorupowa metalowa. Przednia, noskowa część kadłuba o charakterystycznie spłaszczonym grzbiecie niesie sondy czujników pomiarowych oraz anteny urządzenia identyfikacyjnego. W nosku kadłuba mieści się urządzenie celownicze, wyposażenie radioelektroniczne, dostępne przez luk z prawej strony i osłona wylotów luf działka. W dalszej części kadłuba mieści się kabina pilota, a pod jej podłogą wnęką podwozia przedniego i uzbrojenie oraz zasobnik amunicyjny. Uzbrojenie i zasobnik amunicyjny są dostępne po otwarceniu dużej pokrywy pod kadłubem. Działko jest umieszczone z lewej strony kadłuba. Środkowa część kadłuba mieści zbiorniki paliwowe i wnęki podwozia głównego. Po obu jej stronach są umieszczone gondole silnikowe połączone z nią w

jedną bryłę. Wloty powietrza, odsunięte od kadłuba w celu odseparowania warstwy przyściennej, mają przekrój owalny. W obudowach gondol znajdują się zespoły instalacji pokładowych. Tylna część kadłuba, silnie spłaszczona z obu boków, niesie usterzenie; są na niej zamontowane anteny urządzenia identyfikacyjnego. Kabina pilota umieszczona dość wysoko, z oszkleniem gwarantującym dobrą widoczność. Wiatrochron z trzema płaskimi szybami, otwierana na bok w prawo osłona zaopatrzona w lustro wsteczne. Wsiadanie do wysoko umieszczonej kabiny ułatwia składany teleskopowo stopień chowany w lewy bok kadłuba. Na końcu kadłuba pojemnik ze spadochronami hamującymi.

**Usterzenie.** Usterzenie w układzie klasycznym. Obrisy usterzeń trapezowe, oba usterzenia skośne. Usterzenie poziome o zmiennym kącie zaklinowania i dodatnim wzniosie. Konstrukcja metalowa, stateczniki dwudźwigarowe.

**Sterowanie.** Układy sterowania hydrauliczno-mechaniczne.

**Podwozie.** Chowane hydraulicznie do wnęk kadłubowych. Podwozie przednie z kołem pojedynczym na wahaczowym widelcu, gołęń teleskopowa. Podwozie główne z pojedynczymi kołami o niskociśnieniowym ogumieniu zawieszonymi na wahaczach. Golenie podwozia głównego teleskopowe. Amortyzacja olejowo-gazowa. Na kołach głównych hamulce. Uzupelnieniem działania hamulców podwozia może być wypuszczenie dwóch spadochronów hamujących.

**Zespół napędowy.** Dwa silniki odrzutowe Tumański R-13-300 o ciągu 5000 daN każdy, bez dopalaczy. Silniki umieszczone po obu stronach kadłuba tworzą odrębne jednostki napędowe.

**Instalacje.** Paliwowa — zbiorniki kadłubowe umieszczone w środkowej części kadłuba, możliwość podwieszania zbiorników dodatkowych. Hydrauliczna — do sterowania płotowcem i podwoziem oraz hamulcami, wieloobwodowa. Elektryczna — 28 V prądu stałego; 2 prądnice na silnikach.

**Wyposażenie.** Zestaw przyrządów do lotów w trudnych warunkach, systemy nawigacyjne, systemy łączności, systemy celownicze i do naprowadzania uzbrojenia, urządzenie identyfikacyjne.

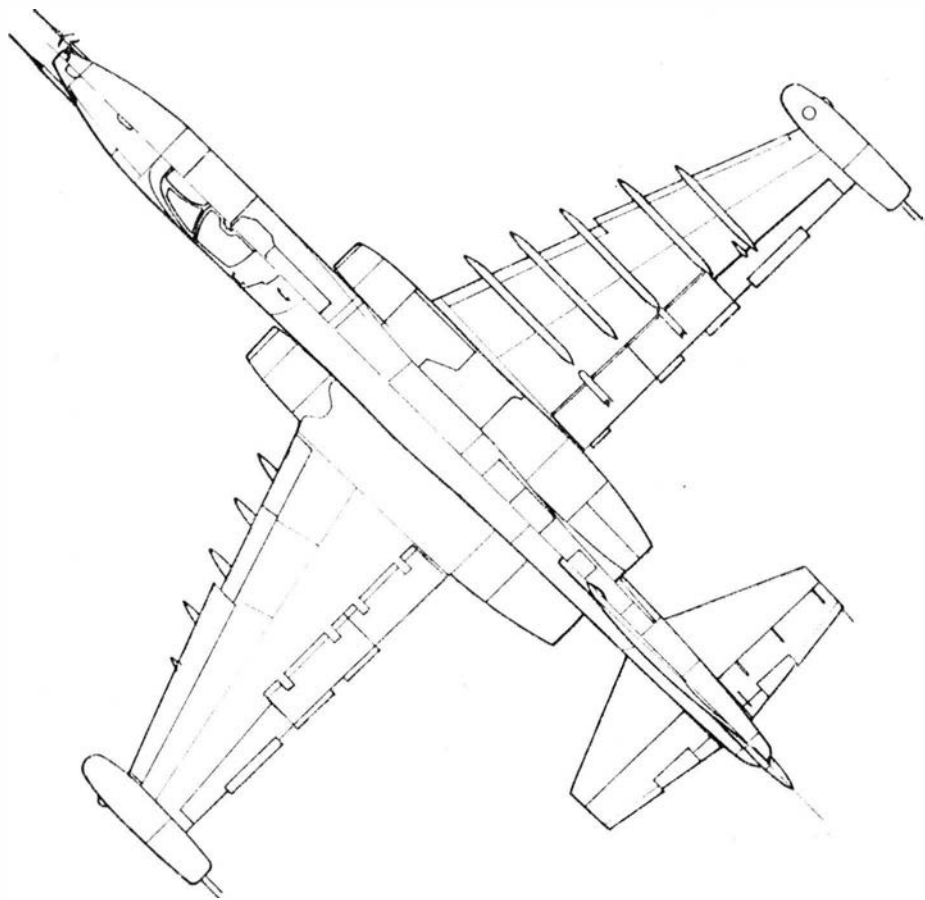
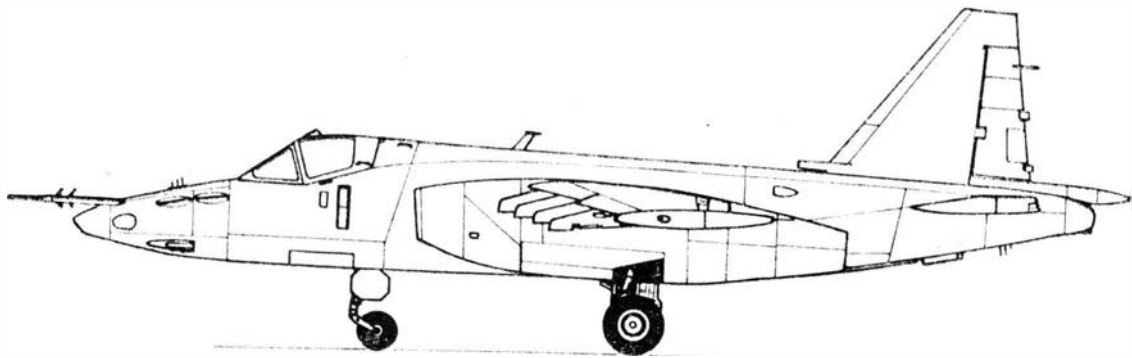
**Uzbrojenie.** Stale — dwulufowe działko kal. 23 mm lub 30 mm pod podłogą kabiny pilota. Podwieszane — na 10 zaczepach podskrzydłowych różne zestawy bomb, zasobników z pociskami niekierowanymi, pocisków do zwalczania celów naziemnych (pojazdy) bądź zbiorników dodatkowych albo zasobników z wyposażeniem specjalnym.

**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.** Samolot Su-25 powstał w biurze konstrukcyjnym im. P. O. Suchoja pod koniec lat siedemdziesiątych pod kierunkiem J. A. Iwanowa. Ma on być kontynuatorem tradycji sławnych samolotów szturmowych Il-2. Jego powstanie wypełniło istniejącą wśród konstrukcji radzieckich lukę między samolotami myśliwsko-bombowymi klasy Su-7 czy Su-17/20/22 a śmigłowcami bojowymi. Duża liczba zaczepów podskrzydłowych daje samolotowi Su-25 znaczną siłę uderzeniową i możliwość przenoszenia różnorodnego uzbrojenia w jednym locie, a dobra aerodynamika i dość szeroki zakres prędkości użytkowania zapewniają skuteczne atakowanie wszystkich rodzajów celów naziemnych i nawodnych. Su-25 był po raz pierwszy użyty bojowo w Afganistanie w 1982 r.

**DANE TECHNICZNE (przybliżone)**

Rozpiętość	14,2 m	Obciążenie ciągu	1,7÷1,9 kg/daN
Długość	15,2 m	Prędkość maks.	850 km/h
Wysokość	4,8 m	Promień działania	560 km
Powierzchnia nośna	37,6 m <sup>2</sup>		
Masa własna	9500 kg		
Masa startowa maks.	17 000÷19 000 kg		
Obciążenie powierzchni	452÷503 kg/m <sup>2</sup>		

Źródła: Letectvi + kosmonautika nr 9/85; 1, 5 i 23/86; 1, 12 i 25/87.





# Zabezpieczenie przed oblodzeniem.

## Advisory Circular 23.1419-1 (II)

e. **Analiza defektów.** Wszystkie dające się określić przypadki wystąpienia defektu lub nieprawidłowego działania powinny być przeanalizowane w celu zbadania prawdopodobieństwa ich wystąpienia oraz wpływu na samolot. Te defekty, które zostaną uznane za prawdopodobne, nie mogą powodować niebezpieczeństwa dla samolotu i osób znajdujących się na jego pokładzie. Jeżeli nie można zmniejszyć danego elementu wyposażenia, to należy dodać inne ograniczenia lub zapewnić właściwości, które skompensują braki w ten sposób, żeby wśród prawdopodobnych defektów nie było takich, które mogą spowodować zagrożenie. Poza defektami pojedynczymi należy rozpatrzyć defekty lub błędne działanie tzw. wielokrotne (jednoczesne), czyli sytuacje, gdy pierwszy przypadek niewłaściwego działania nie został wykryty podczas użytkowania i doszło do wystąpienia następnych defektów (lub też następne defekty zostały spowodowane pierwotnym).

Stwierdzenie zgodności z § 23.1309 musi obejmować analizę konsekwencji pojedynczego defektu w kombinacji z istniejącymi już defektami ukrytymi. Analiza postaci i skutków defektu (A failure mode and effect analysis — FMEA) jest jedną z metod, używanych do określania niebezpieczeństw, które mogą wynikać z defektów. Podczas tej analizy każdy dający się określić defekt w systemie powinien być zbadany pod względem skutków dla samolotu i osób znajdujących się na pokładzie. Przykładami niebezpiecznych defektów są:

- (1) te, przy których lód może zbierać się w większych ilościach niż przyjęte w projekcie, albo
- (2) te, przy których lód może zbierać się niesymetrycznie w takiej ilości, że powoduje utratę sterowności.

Następnie należy przeprowadzić analizę prawdopodobieństwa wystąpienia każdego z defektów. Jeżeli nie ma wystarczającego doświadczenia eksploatacyjnego lub danych z prób do tego, aby określić prawdopodobieństwo wystąpienia jakiegos defektu, należy uznać go za prawdopodobny. Jeżeli analiza wykaże istnienie defektów, które są zarówno prawdopodobne, jak i niebezpieczne, należy wprowadzić zmiany konstrukcyjne, które zmniejszyłyby do minimum (na samolocie jednosilnikowym) lub usunęłyby (na samolocie wielosilnikowym) każde niebezpieczeństwo, które mogłoby być spowodowane danym defektem przez: użycie zdwojonych elementów, przeglądy obsługowe lub sprawdzenie przez pilota, albo też zmianę zalecanego postępowania dla załogi. Do prawdopodobnych przypadków niewłaściwego działania należy zaliczyć każde niewłaściwe działanie o charakterze mechanicznym lub elektrycznym albo też defekt, które mogą być uznane za niewłaściwe na podstawie eksploatacji podobnych urządzeń na samolocie. Dotyczy to także defektów wielokrotnych, jeżeli:

- (1) pierwszy defekt nie byłby wykryty podczas normalnego użytkowania instalacji, włącznie z przeglądami okresowymi ustalonymi odpowiednio do stopnia ryzyka,
- (2) pierwszy defekt prowadziłby do pojawienia się następnego.

Defektu, którego konsekwencje wskazują na konieczność wyjścia z warunków oblodzenia jako jedyny sposób ocalenia, nie można przyjąć, gdyż nie istnieje niezawodny sposób wyjścia z warunków oblodzenia. Jeżeli są używane zdwojone elementy lub całe instalacje, to każdy z tych elementów lub każda z instalacji powinny być odizolowane od skutków defektów drugiego. Przeglądy obsługowe lub sprawdzenia przez pilota mogą być sposobem wykrywania oczywistych defektów, np. pęknięć, obluźnienia zamocowania, zużytych rękawów odladzających lub uszczelnień. Na próbach funkcjonowania wykonywanych przez pilota można polegać przy sprawdzeniu działania tylko przy zastrzeżeniu, że:

- (1) próba obejmuje funkcjonowanie kompletnej instalacji, w którym każdy defekt byłby wykryty,

- (2) sprawdzenie jest łatwe do wykonania przez pilota w krótkim czasie i wymaga mało wysiłku,

- (3) rozdział „Ograniczenia” Instrukcji Użytkownika w Locie (IUL) wymaga, aby sprawdzenie było wykonane przed lotem,

- (4) Instrukcja Użytkownika w Locie wyjaśnia ważne znaczenie instalacji i potrzebę wykonywania sprawdzenia przed lotem.

**Uwaga:** Personel Nadzoru, zajmujący się próbami w locie i instalacjami, będzie dokładnie sprawdzał proponowany zakres sprawdzeń przed lotem aby zapewnić, że powyższe wymagania są spełnione. Jeżeli sprawdzenie jest długie, wymagające wielu czynności pilota, zaś ważności sprawdzenia nie potwierdza IUL, to na wynikach sprawdzenia nie można polegać.

f. **Analiza podobieństwa.** W przypadku gdy certyfikacja jest oparta na podobieństwie do innych samolotów, które już otrzymały certyfikat i są dopuszczone do lotu w warunkach oblodzenia, wnioskodawca powinien wskazać model samolotu i element instalacji, do którego się odwołuje. Podobieństwo powinno być szczegółowo wykazane pod względem fizycznym, funkcjonalnym, termodynamicznym, pneumatyki, aerodynamiki, aby wykazać, że zabudowa i użytkowanie elementu odpowiadają poprzednio zatwierdzonym instalacjom.

g. **Analiza granic uderzenia.** Wnioskodawca powinien przygotować analizę trajektorii uderzenia kropli dla skrzydła, usterzeń (pionowego i poziomego), śmigieł i innych krawędzi natarcia, które mogą wymagać ochrony. Analiza ta powinna obejmować wszystkie krytyczne warunki w zakresie użytkowym samolotu oraz cały zakres warunków oblodzenia wg cz. 25, appendix C. Jest ona potrzebna do ustalenia tylnego ograniczenia zakresu tworzenia się lodu oraz zakresu pokrycia ochronnego. Na ogół używa się kropli 40-mikronowych do określenia tylnego zakresu granic uderzenia, natomiast 20-mikronowe krople są używane do określenia prędkości zbierania się wody.

h. **Zabezpieczenie wlotu powietrza.** Wlot powietrza samolotów turbinowych jest certyfikowany na warunki oblodzenia wg § 23.1093(b). Choć certyfikacja ta obejmuje sytuację, gdy samolot trafia w obszar oblodzenia w sposób niezamierzony, musi on jednak być certyfikowany do lotu w tych warunkach. Tak więc, instalacja przeciwooblodzeniowa znajdująca się na poprzednio certyfikowanych samolotach powinna być właściwa i nie wymaga powtórnego badania.

9. **Planowanie prób w locie.** Użytkując samolot w warunkach oblodzenia można oczekiwać pogorszenia osiągow oraz właściwości lotnych. Jednym z podstawowych celow prób samolotu wyposażonego do lotu w warunkach oblodzenia jest zbadanie pogorszenia osiągow i właściwości lotnych, stwierdzenie, że właściwości lotne są właściwe oraz że poziom osiągow jest wystarczający dla takich warunkow.

a. Próby w locie i ich analizy powinny prowadzić do:

- (1) zademonstrowania normalnego użytkowania samolotu z zainstalowaną instalacją przeciwooblodzeniową w locie bez oblodzenia,

- (2) zademonstrowania użytkowania samolotu w warunkach przewidywanego osadzania się lodu w czasie lotu,

- (3) weryfikacji analiz, przeprowadzonej do wykazania, że instalacja przeciwooblodzeniowa odpowiada pełnemu zakresowi warunkow oblodzenia wg cz. 25, załącznik C,

- (4) opracowania procedur i ograniczeń do użytkowania instalacji przeciwooblodzeniowej w warunkach normalnych, nienormalnych oraz awaryjnych.

b. Próby w locie dla warunkow oblodzenia są, ogólnie biorąc, prowadzone w trzech fazach:

- (1) wstępnych prób w locie samolotu z zabudowaną instalacją przeciwooblodzeniową,

- (2) prób w suchym powietrzu z zamocowanymi modelami przewidywanymi pozostających części lodu, oraz

- (3) prób w warunkach oblodzenia.

Wstępne próby w locie są prowadzone głównie w celu rozszerzenia certyfikacji podstawowego samolotu tak, aby obejmowała instalację przeciwoblodzeniową. Często okazuje się, że taniej jest zweryfikować poszczególne analizy w próbach naziemnych, gdzie zmienne przyjęte w projekcie mogą być w pewnym stopniu kontrolowane.

Próby w locie są zazwyczaj przeprowadzane, aby wykazać, że instalacja przeciwoblodzeniowa dobrze działa w warunkach lotu i aby potwierdzić wyniki analizy lub prób naziemnych. Należy to wykazać dla różnych punktów zakresu warunków oblodzenia, podanego w FAR 25, załącznik C tak, aby było dowodem na to, że samolot jest zdolny do bezpiecznego latania w całym zakresie podanych warunków.

10. *Próby w locie.* Poniżej podano podstawowe próby w locie oraz analizy wykonywane zazwyczaj dla wykazania cech instalacji przeciwoblodzeniowej dotyczących lotu samolotu.

a. Wstępne próby w suchym powietrzu samolotu z zabudowaną instalacją przeciwoblodzeniową.

Zależnie od szczegółów konstrukcji instalacji przeciwoblodzeniowej mogą okazać się konieczne pewne wstępne próby naziemne w celu sprawdzenia podstawowych funkcji każdego z elementów. Dane ilościowe dotyczące takich wielkości jak temperatura (dla urządzeń termicznych), wielkości przepływu i sposób wylewania (dla urządzeń cieczowych) lub też ciśnienia robocze (dla urządzeń pneumatycznych) mogą być uzyskane jako potrzebne do zweryfikowania konstrukcji instalacji. Należy wykazać, że samolot spełnia wymagania certyfikacyjne, gdy wszystkie elementy instalacji są zabudowane i działają. Można to zazwyczaj wykazać w próbach w warunkach uznanych za najbardziej krytyczne dla aerodynamiki samolotu podstawowego, konstrukcji instalacji przeciwoblodzeniowej oraz działania zespołu napędowego. Wiele powszechnie używanych elementów instalacji przeciwoblodzeniowej opisano poniżej, aby pokazać typowy przebieg prób w locie. Inne typy elementów wyposażenia powinny być badane zgodnie ze specyfikacją ich konstrukcji.

(1) Pneumatyczne odladzacze na krawędzi natarcia. Próby powinny wykazać szybki wzrost ciśnienia roboczego dla efektywnego usuwania lodu. Czas wzrostu ciśnienia, jak również maks. ciśnienie dla każdego odladzacza, powinny być zbadane w całym zakresie wysokości — od poziomu morza do 22 000 stóp (6705 m), chyba że ograniczenia osiągnięte w Instrukcji Użytkowania w Locie wyznaczają mniejszy zakres użytkowy dla samolotu. Odladzacze powinny być użyte w locie przy minimalnej temp. zakresu oblodzenia ( $-22^{\circ}\text{F}$  czyli  $-30^{\circ}\text{C}$ ) podanej w cz. 25, załącznik C aby wykazać, że działanie jest właściwe i nie występują uszkodzenia. Użycie odladzaczy (tzn. nadmuchiwanie ich) nie powinno mieć niebezpiecznego wpływu na osiągi ani na sterowność samolotu. Np. niektóre programy kolejnego nadmuchiwania odladzaczy powodują nienormalne zmiany położenia samolotu względem osi poprzecznej. Można to wykazać przez nadmuchiwanie odladzaczy przy różnych prędkościach w zakresie krzywej dopuszczalnych stanów lotu od prędkości przeciągnięcia aż do 
$$\frac{V_{NE} \text{ lub } V_{MO} + V_D}{2}$$
 i obserwowanie reakcji samolotu.

(2) Elektryczne odladzacze śmigła. Podczas lotu w suchym powietrzu instalację należy obserwować, aby potwierdzić właściwe jej funkcjonowanie. Zaleca się, aby prąd w instalacji, napięcie na szczotkach (pomiędzy szczotką wejściową a szczotką masy) oraz cykle robocze instalacji obserwować dla upewnienia się, że do odladzaczy jest dostarczana odpowiednia moc.

Można wykonać pomiary temperatury na powierzchni podczas prób w suchym powietrzu, jeżeli takie dane nie zostały dostarczone przez wytwórcę. Pomiary temp. powierzchni są użyteczne dla korelowania temperatur przewidzianych analitycznie z temperaturami zmierzonymi oraz jako ogólny wskaźnik, że instalacja działa i każdy z odladzaczy grzeje. Działanie instalacji należy sprawdzać w całym zakresie obrotów oraz nastawienia łopaty śmigła, spodziewanym podczas lotów w warunkach oblodzenia. Należy zbadać wszelkie istotne drgania, gdyby wystąpiły. Należy też wziąć pod uwagę maks. temperatury, którym mogą być poddane łopaty śmigła z tworzyw sztucznych w trakcie działania odladzaczy. Może okazać się pożyteczny pomiar temperatury spodniej strony odladzaczy (przyklejonej do łopaty). Należy to zbadać w najbardziej krytycznych warunkach, np. na ziemi, przy zatrzymanym śmigle, w czasie gorącego dnia, w wyniku nieświadomego włączenia instalacji.

(3) Elektryczne odladzanie szyby przedniej. Próby w suchym powietrzu powinny być przeprowadzone dla po-

twierdzenia, w miarę potrzeby, założeń konstrukcyjnych instalacji. Badania temperatur wewnętrznej i zewnętrznej powierzchni szyby przedniej w zakresie chronionym mogą być potrzebne do uzasadnienia analizy termicznej. Analiza termiczna powinna wykazać, że temp. powierzchni jest wystarczająca do utrzymania właściwości odladzania, bez powodowania uszkodzeń struktury szyby. W przypadku dodanych warstw pokryciowych temp. podstawowej szyby przedniej samolotu (zewnętrzna i wewnętrzna) może również być potrzebna, zwłaszcza dla samolotów z kabiną ciśnieniową.

Badanie widoczności przez obszar chroniony, włącznie z badaniem dystorsji, powinno być wykonane zarówno w warunkach dziennych, jak i nocnych. Ponadto wymiary i położenie obszaru chronionego szyby powinny być sprawdzone pod względem dostatecznej widoczności, zwłaszcza dla warunków podejścia i lądowania.

(4) Rurka Pitota i punkty pomiaru ciśnienia statycznego. Jeżeli konfiguracja aerodynamiczna rurki Pitota albo punktów pomiaru ciśnienia statycznego różni się od konfiguracji na samolocie podstawowym, to należy sprawdzić skalowanie prędkościomierza i wysokościomierza w celu stwierdzenia zgodności z wymaganiami certyfikacyjnymi. Może być konieczne zbadanie temp. powierzchni tych elementów w celu zweryfikowania analizy termicznej.

(5) Ogrzewany nadajnik urządzenia ostrzegającego przed przeciągnięciem. Gdy dopuszczenie do lotów w warunkach oblodzenia wymaga zainstalowania nowego nadajnika urządzenia ostrzegającego przed przeciągnięciem, to jego działanie musi być sprawdzone pod względem zgodności z wymaganiami certyfikacyjnymi. Może okazać się potrzebne badanie temp. powierzchni w celu zweryfikowania analizy termicznej.

(6) Cieczowe instalacje przeciwoblodzeniowe (odladzające). Badania w suchym powietrzu powinny obejmować określenie dróg rozplywania się cieczy dla stwierdzenia, że zostaje osiągnięte odpowiednie równomierne rozplywanie się cieczy na chronionych powierzchniach. Sposoby wskazywania wielkości przepływu cieczy, ilości cieczy pozostającej w zbiornikach itp. powinny być zbadane dla upewnienia się, że wskaźniki są bezpośrednio widoczne dla pilota oraz że ich wskazania mogą być efektywnie odczytywane. Dla instalacji zawierającej ciecz palną musi być przewidziane odcinanie przepływu, dostępne dla pilota. Cieczowa instalacja przeciwoblodzeniowa/odladzająca może być użyta do ochrony śmigieł, szyby przedniej, a także krawędzi natarcia powierzchni nośnych. Ciecz używana do odladzania szyby przedniej musi być sprawdzona, czy nie mętnieje w niskich temperaturach.

(7) Upusty powietrza ze sprężarki. Należy sprawdzić efekt poboru powietrza z upustu sprężarki. Analiza rozkładu ogrzewania na powierzchni chronionej musi być sprawdzona dla różnych warunków lotu, obejmujących wznoszenie, przelot, oczekiwanie i schodzenie. Do zweryfikowania analizy termicznej może być konieczne zbadanie temp. powierzchni.

(8) Światła do wykrywania oblodzenia. Światła służące do wykrywania oblodzenia muszą być zbadane w lotach nocnych dla stwierdzenia, że osiąga się odpowiednie oświetlenie potrzebnego elementu samolotu bez powodowania nadmiernej poświaty, odbić światła lub innych efektów zakłócających pracę załogi. Próby te mogą być wygodnie wykonane zarówno wewnątrz, jak i poza chmurami podczas prób w suchym powietrzu. Do wykrywania oblodzenia nie można używać latarek ręcznych.

b. Próby w suchym powietrzu z modelowanym oblodzeniem.

Jeżeli skupienia lodu można przewidzieć i wiadomo, że w istotny sposób wpłyną na pogorszenie osiągnięć albo sterowności, należy przygotować sztuczne (modelowane) oblodzenie i przeprowadzić próby w locie. Kształty mogą być opracowane analitycznie lub na podstawie prób tunelowych z oblodzeniem. Zarówno analizy, jak i próby tunelowe powinny być „po bezpiecznej stronie” i powinny odnosić się do warunków związanych z obwiednią odlodzenia wg cz. 25, załącznik C, które są krytyczne dla osiągnięć i właściwości sterowności samolotu w najbardziej krytycznych fazach obwiedni warunków użytkowania samolotu, włączając wznoszenie, przelot, schodzenie, oczekiwanie, podejście i lądowanie.

Próby powinny być przeprowadzone, aby umożliwiły zbadanie wpływu gromadzenia się lodu na krytyczne miejsca, przy odpowiadających temu stanowi stratach spowodowanych warunkami użytkowania, takie jak instalacja ogrzewania powietrzem z upustów sprężarki, bezwładnościowe filtry powietrzne przy odpowiednim obciążeniu elektrycz-



# System sterowania lotem samolotu F/A – 18 Hornet

Mgr inż. SŁAWOMIR MICHALAK

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

Czterokanałowy odległościowy system sterowania lotem samolotu F/A-18 Hornet, wyposażony w procesor cyfrowy jest przeznaczony do zapewnienia stateczności, poprawy sterowności, realizacji automatycznych zakresów lotu oraz podwyższenia efektywności samolotu jako systemu uzbrojenia. Schemat funkcjonalny systemu sterowania lotem przedstawiono na rys. 1. Poziomy redundancji elektrycznej są pokazane umownie liczbą strzałek w liniach przekazywania sygnałów. Redundancja systemu zapewnia prawidłową pracę przy dwóch uszkodzeniach w podstawowym systemie sterowania i włącza rezerwowe, mechaniczne ciągnię do statecznika płytowego (PSP) oraz elektryczną redundancję czujników położenia drążka, pedałów i napędów hydraulicznych przy większej liczbie uszkodzeń.

Na rys. 2 pokazano schemat blokowy połączeń elektrycznych systemu automatycznego sterowania lotem (SASL) i elektronicznego wyposażenia pokładowego z wykorzystaniem multipleksowanej szyny danych (MSD), wg normy MIL-STD-1553.

Podwyższeniu bezpieczeństwa lotu sprzyja zastosowanie zintegrowanych systemów pokładowej kontroli osprzętu z wyświetlaniem na jednym z wielofunkcyjnych wskaźników uszkodzeń systemów i sposobu wyprowadzania samolotu z korkociągu. Po przekazaniu przez system sterowania sygnału o uszkodzeniu, pilot może uzyskać w kabinie na ekranie jednego ze wskaźników tabelę uszkodzeń, dającą informację o stanie podstawowych elementów SASL (napędów i czujników). Informacje o sprawności poszczególnych podzespołów SASL można otrzymać przy wykorzystaniu procedury wywoływania danych z pamięci.

Przy badaniu dynamiki samolotu na dużych kątach natarcia wykorzystywano sygnalizację sposobu wyprowadzania samolotu z korkociągu. Urządzenie to zaprojektowano specjalnie do badań w locie, ale po zakończeniu badań pi-

loti zalecili włączenie go do SASL seryjnego samolotu. W uproszczonej wersji urządzenia, gdy odfiltrowana prędkość osiągnie odchylenie  $15^\circ/s$  i prędkość przyrządowa zmniejszy się poniżej  $225 \text{ km/h}$ , w zależności od znaku przyspieszenia normalnego, na ekranie jest wyświetlana strzałka wskazująca kierunek ruchu drążka w przechyleniu i napis ostrzegawczy: „początek korkociągu”. Sygnalizacja początku korkociągu ma pierwszeństwo i przy spełnieniu ww warunków zastępuje dowolną inną informację na wskaźniku. Po spełnieniu warunków wyprowadzenia z korkociągu, informacja ta jest usuwana z ekranu.

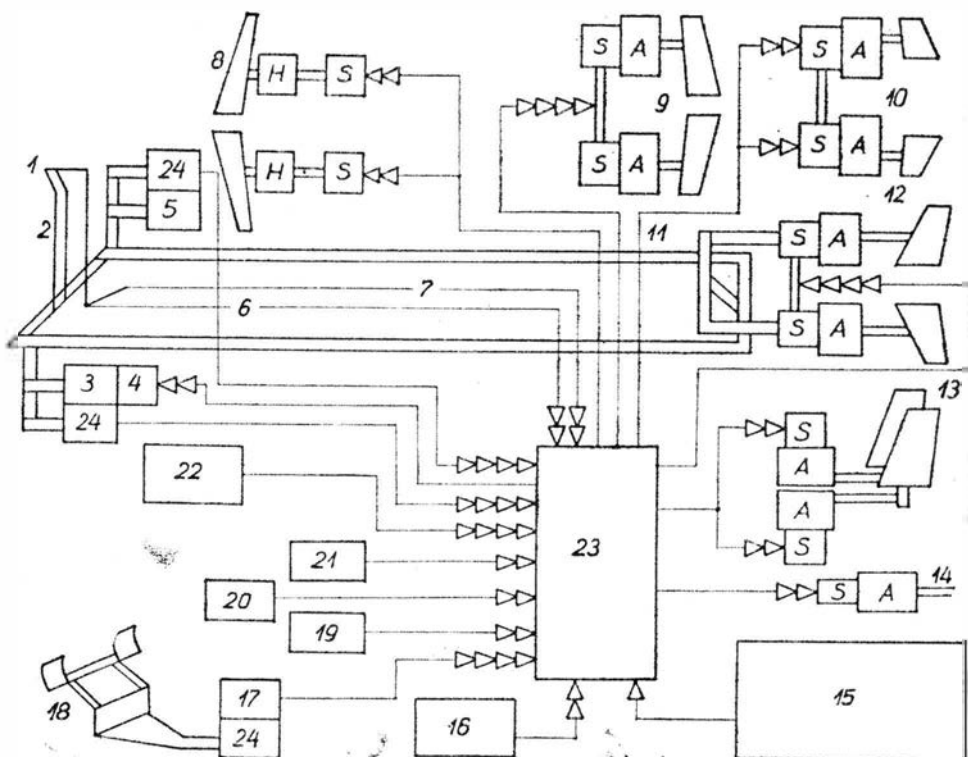
Wykorzystanie MSD pozwala zadawać parametry SASL z pulpitu w kabinie pilota, w zależności od wykonywanego zadania. W czasie badań w locie w ten sposób przeprowadzono optymalizację zakresów wypuszczania klap i slotów. Podatność cyfrowego SASL umożliwiła szybsze dopracowanie systemu, tj.:

- polepszenie charakterystyk odrywania przedniego koła,
- podniesienie efektywności sterowania w przechyleniu,
- zmniejszenie wpływu bezwładności,
- poprawienie charakterystyki sterowania przelotowego.

## Charakterystyki odrywania przedniego koła

W początkowych badaniach stwierdzono zawyżenie prędkości odrywania przedniego koła z tendencją do gwałtownego wyrwania samolotu z lotu poziomego, co wymaga zdecydowanych działań pilota. Było to spowodowane niesprzyjającym zbiegiem niedostatecznego momentu aerodynamicznego i momentu siły ciężkości względem głównych gołeni podwozia, których położenie względem środka masy samolotu wybrano ze względu na możliwość wywró-

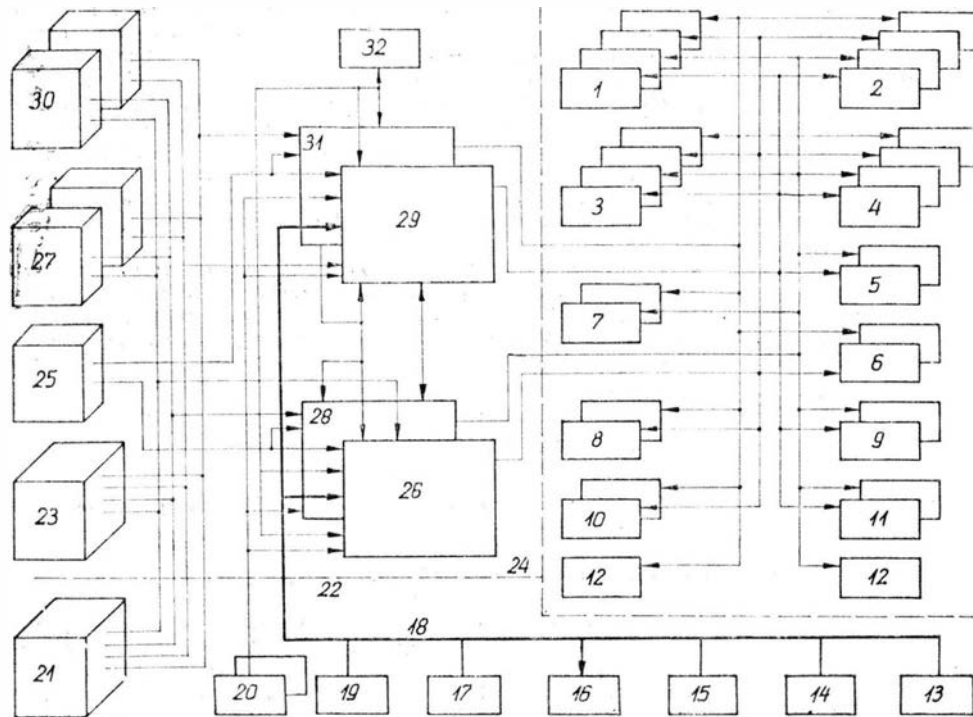
Rys. 1. Schemat funkcjonalny systemu sterowania lotem: 1 — przełącznik trymera w kanale przechylenia i pochylenia; 2 — drążek sterowy, 3 — sprężynowy mechanizm obciążający z elektrycznym czujnikiem położenia (kanał podłużny), 4 — mechanizm efektu trymerowego kanału podłużnego, 5 — sprężynowy mechanizm obciążający z elektrycznym czujnikiem położenia (kanał poprzeczny), 6 — do pokładowej EMC systemu automatycznego sterowania lotem (SASL), w celu włączenia trymerów lotek, 7 — do pokładowej EMC SASL, w celu włączenia mechanizmu efektu trymerowego kanału podłużnego, 8 — sloty, 9 — kłapy 10 — lotki, 11 — rezerwowe, mechaniczne ciągnię do płytowego statecznika poziomego (PSP) z kanału przechylenia (sterowania różnicowe) i pochylenia, 12 — PSP, 13 — stery kierunku, 14 — sterowanie przednim kołem, 15 — wejście do pokładowej EMC SASL z multipleksowanej szyny danych (MSD) (rzeczywista prędkość względem powietrza, temperatura powietrza, położenie katowe samolotu, kurs, zadany kurs, wysokość, pionowa prędkość i przyspieszenie, rozkazy linii przesyłania danych), 16 — dublowane czujniki ciśnienia statycznego  $P_s$  i dynamicznego  $Q_c$ , 17 — sprężynowy mechanizm obciążający z czujnikiem położenia pedałów, 18 — pedały, 19, 20 — prawy i lewy czujnik kąta natarcia, 21 — wyłącznik wyposażenia interceptorów, 22 — żyroskop prędkościowy i przyspieszeniowy, 23 — cztery pokładowe EMC, 24 — różnicowy czujnik transformatorowy przemieszczeń, S — serwomechanizmy, A — napędy, H — napędy hydrauliczne



enia samolotu przy lądowaniu. Nieprawidłowość ta została usunięta przez równoczesne wychylenie sterów kierunku ku osi podłużnej samolotu i odchylenie slotów, wytwarzających dodatkowy moment podnoszący nos samolotu. Ostatecznie wybrane zostało pełne wychylenie sterów kierunku „do wewnątrz” na rozbiegu, przy osiągnięciu zadanego kąta natarcia oraz odchylenie slotów od 12 do 30° w funkcji kąta natarcia.

### Charakterystyki przechylenia

Przy pierwszych badaniach stwierdzono niedostateczną efektywność sterowania w przechyleniu realizowanego przez lotki i różnicowo odchylany PSP (z włączeniem sprzężenia krzyżowego w celu zapewnienia wykonania prawidłowego zakrętu). Można to było wyjaśnić niedo-



Rys. 2. Schemat blokowy połączeń elektrycznych SASL z pokładowym wyposażeniem elektrycznym: 1, 2 — serwonapędy lewej i prawej części PSP, 3, 4 — serwonapędy lewej i prawej kłapy, 5, 6 — serwonapędy lewego i prawego slotu, 7 — sterowanie przednim kołem, 8, 9 — serwonapędy lewego i prawego steru kierunku (SK), 10, 11 — serwonapędy lewej i prawej lotki, 12 — napędy sterowników programowanych, 13 — bloki kontroli zobrazowania, 14 — linia przekazywania danych, 15 — system nawigacji bezwładnościowej (SNB), 16 — EMC planowania lotu, 17 — radiowysokościomierz, 18 — MSD, 19 — EMC centrali danych aerodynamicznych (CDA), 20 — czujniki kąta natarcia, 21 — czujniki położenia drążka w przechyleniu i pochyleniu, 22 — wyposażenie rezerwowe, 23 — czujniki położenia pedałów, 24 — część elektroniczna SASL, 25 — dublowane czujniki CDA, 26 — EMC SASL (A) (kanał 1), 27 — czujniki przyspieszenia normalnego i poprzecznego, 28 — EMC SASL (A) (kanał 2), 29 — EMC SASL (B) (kanał 3), 30 — czujniki prędkości kątowej pochylenia, przechylenia i odchylenia, 31 — EMC SASL (B) (kanał 4), 32 — bloki kontroli i zobrazowania

stateczną sztywnością skrzydła, powodującą aerosprężyste tłumienie przechylenia. Prędkość rewersu lotek była stosunkowo niewielka. W celu polepszenia charakterystyk sterowania poprzecznego zwiększona została sztywność skrzydła, rozpiętość lotek, zmodyfikowane sterowanie różnicowym wychyleniem PSP i lotek w funkcji danych centrali danych aerodynamicznych CDA (liczba Ma i napór dynamiczny), a także wprowadzone różnicowe sterowanie kłapami, które spowodowało konieczność zmiany przełożeń w mechanicznej części napędu kłap. Te pierwsze poprawki (rys. 3, krzywa 2), okazały się niedostateczne do osiągnięcia pożądanej skuteczności sterowania na małych wysoko-

ściach i dużych prędkościach. Wprowadzenie dodatkowo różnicowo odchylanych slotów wykorzystujących aero-sprężyste skręcanie skrzydeł do zmiany momentu przechylającego (rys. 3, krzywa 3), podwyższyło skuteczność sterowania. Na rys. 3 pokazane są zmiany ustalonej prędkości przechylenia dla wysokości 1500 m.

### Wpływ bezwładności

Zmniejszenie wpływu bezwładności osiągane jest przez obrót samolotu wokół wektora prędkości, a nie osi sprężzonej przy przechyleniu, co jest zapewnione przez wychylenie steru kierunku w funkcji wychylenia lotek, kąta natarcia i sygnałów CDA. Poza tym, w celu kompensacji przyspieszeń bezwładnościowych wprowadzone zostały

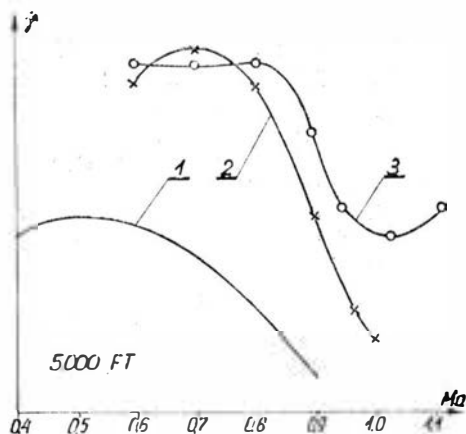
sprzężenia zwrotne do PSP i sterów kierunku (SK) od ich wychyleń, prędkości przechylenia, pochylenia i odchylenia. Współczynniki przełożeń są korygowane przez CDA.

### Charakterystyki sterowania przelotowego przy podejściu do lądowania z pracującym silnikiem

#### Ocena pochodnej kąta ślizgu

Do tłumienia odchyień wzdłuż osi  $Oy$  wykorzystane zostało sprzężenie zwrotne od pochodnej kąta ślizgu, co zapewniło współczynnik tłumienia 0,66 i częstotliwość kołową wahań 1,7 rad/s. W odróżnieniu od początkowo wykorzystywanego sprzężenia od prędkości kątowej odchylenia, zapewniającego współczynnik tłumienia 0,33 i częstotliwość kołową 1 rad/s, które przy zwiększaniu współczynnika tłumienia prowadziło do zmniejszenia częstotliwości, przyjęty układ pozwala osiągnąć lepsze charakterystyki sterowania przelotowego.

Układ oceniający pochodną kąta ślizgu wykorzystuje sygnały kąta natarcia, prędkości kątowych przechylenia i odchylenia, naporu dynamicznego i przyspieszenia bocznego. Ponieważ wartość bieżąca przechylenia, otrzymywana z systemu nawigacji bezwładnościowej (SNB), nie jest redundowana, za bardziej niezawodne uważa się wykorzystanie oceny przechylenia. Schemat blokowy układu oceny pochodnej kąta ślizgu przedstawiono na rys. 4. W czasie ustalonego zakrętu składową pochodną kąta ślizgu, wyliczoną na podstawie oceny przechylenia sumuje się z prędkością kątową odchylenia w sprzężonym układzie współrzędnych, aby otrzymać ocenę kąta ślizgu niezbędną do



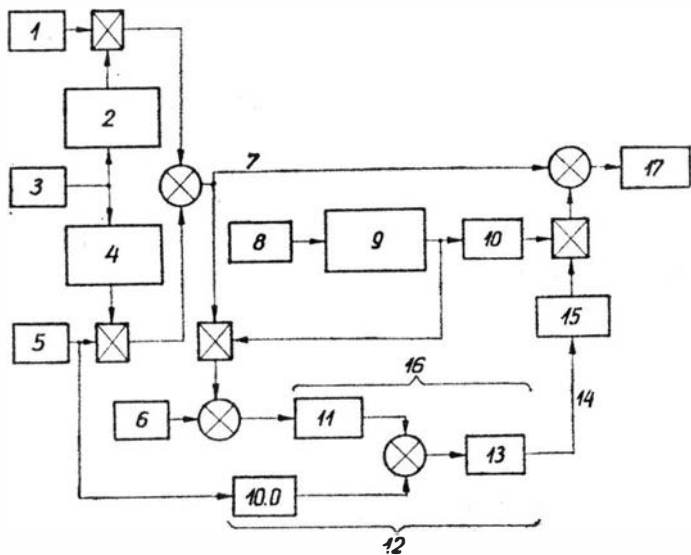
Rys. 3. Zmiany ustalonej prędkości przechylenia dla  $H = 1500$  m: 1 — charakterystyka pierwotna, 2, 3 — charakterystyki po kolejnych modyfikacjach



formowania tłumiącej składowej wychylenia sterów kierunku.

*Korekta współczynników przełożeń od drążka do lotek i PSP przy wykorzystaniu pedałów*

Wybór skuteczności SK przeprowadzony był z warunku zapewnienia podejścia do lądowania z jednym uszkodzonym silnikiem. Przy równoczesnym wykorzystywaniu lo-



Rys. 4. Schemat blokowy układu oceny pochodnej kąta ślizgu: 1 — prędkość kątowa odchylenia, 2 — aproksymacja kwadratowa cosinusa kąta natarcia, 3 — kąt natarcia, 4 — aproksymacja kwadratowa sinusa kąta natarcia, 5 — prędkość kątowa przechylenia, 6 — przyspieszenie boczne, 7 — prędkość kątowa odchylenia, w sprzężonym układzie współrzędnych, 8 — napór dynamiczny, 9 — aproksymacja prędkości powietrznej, 10 — wielkość odwrotna do prędkości względem powietrza, 11 — aproksymacja sześcienną arcus sinusa, 12 — całkowanie prędkości przechylenia (szybka składowa oceny kąta przechylenia), 13 — filtr aperiodyczny o stałej czasu 10 s, 14 — ocena kąta przechylenia, 15 — wyliczenie sinusa, 16 — wolna składowa oceny kąta przechylenia, 17 — ocena pochodnej kąta ślizgu

tek, SK i PSP (na zakresie różnicowym) w czasie lotu poziomego z ustalonym ślizgiem stwierdzono nadmierną reakcję samolotu w odchyleniu. W celu minimalizacji momentu odchylającego od wychylenia lotek i PSP na zakresie różnicowym, współczynniki od drążka do lotek zaczęto zmniejszać, a na różnicowe wychylenie PSP — zwiększać. Ponieważ współczynniki były optymalizowane dla podejścia do lądowania przy uszkodzeniu jednego silnika lub podejścia ze ślizgiem, to dla normalnych manewrów (bez wykorzystania pedałów) realizowane jest mniejsze różnicowe wychylenie PSP przy większych możliwych momentach w pochyleniu.

Należy zauważyć, że w procesie badań konkretyzowano granice wychyleń powierzchni sterujących z punktu widzenia obciążenia konstrukcji, np. zwiększone było wychylenie klap w czasie manewru, w celu zmiany rozkładu obciążeń na skrzydłach. Różnicowe wychylenia powierzchni sterujących na skrzydłach dla małej wysokości i dużej prędkości były ograniczone ze względu na zmniejszenie momentów zginających, możliwości napędów i dążenie do uniknięcia aerosprężystego rewersu lotek przy zachowaniu skuteczności w przechyleniu. Równoczesne wychylenia slotów i klap regulowano w funkcji kąta natarcia i sygnałów CDA. W celu ograniczenia prędkości kątowej przechylenia, ze względu na wytrzymałość skrzydeł, przy różnych wariantach podwieszeń współczynnik wzmocnienia w układzie sprzężenia zwrotnego od prędkości kątowej przechylenia korygowano przez EMC planowania lotu.

LITERATURA

1. H. E. HARSCHBURGER, R. F. MOOWAW: Experience with the F/A-18 digital flight control system. IEEE AFAA 5th Dig. Avionics Syst. Conf. Proc., Seattle 1983 r.
2. G. MAROON, W. McDNOUGHT: Tactical flight management — total mission capability. Proc. IEEE Nat. Aerosp. and Electron. Conf. NAECON 1985.
3. S. MICHALAK: Wybrane zagadnienia rozwoju układów automatycznego sterowania lotem. Sprawozdanie z pracy własnej. ITWL, Warszawa, 1986 r.

cd. ze str. 16

nym. Należy wykazać, że są spełnione wymagania przerwanego lądowania przy maks. masie do lądowania i przy temp. 32°F (0°C). Powinno być określone pogorszenie osiągow pod względem prędkości przecignięcia oraz minimalnej prędkości zapewniającej sterowność, a także dla przypadku straty mocy lub ciągu silnika. Właściwości sterowności powinny być zbadane dla stwierdzenia, że występuje zadowalający poziom bezpieczeństwa. Wyniki tych prób mogą być wykorzystane podczas redagowania ograniczeń użytkownika do IUL.

c. Próby w locie w warunkach oblodzenia.

Próby w locie w warunkach oblodzenia, zarówno naturalnych, jak i symulowanych, są przeprowadzane w celu sprawdzenia działania instalacji przeciwooblodzeniowej zbudowanej na samolocie. Przeprowadza się je również, aby potwierdzić analizy, które służyły do opracowania różnych elementów instrukcji oraz aby upewnić się co do wniosków wyciągniętych z prób w locie z modelowanym oblodzeniem.

(1) Oprzyrządowanie. Należy zaplanować odpowiednie oprzyrządowanie, aby udokumentować istotne parametry dotyczące samolotu, instalacji oraz elementów tej instalacji, jak również warunków oblodzenia, w których wykonywano próby. Należy wziąć pod uwagę następujące parametry:

- (i) wysokość, prędkość oraz moc silnika,
- (ii) temperatury: powietrza otaczającego, elementów silnika, urządzeń wytwarzających energię elektryczną, powierzchni oraz temp. wewnętrzną (pomiędzy warstwami), oraz wszystkie inne temperatury, na które może mieć wpływ instalacja przeciwooblodzeniowa albo osadzanie się lodu, albo też które są potrzebne do potwierdzenia obliczeń analitycznych,
- (iii) ilość płynnej wody można mierzyć przyrządem działającym jak aremometr z gorącym drutem, kalibrowanym bębniem lub innym równoważnym sposobem,

(iv) średnia wolumetryczna średnica kropli może być w przybliżeniu określona za pomocą „chwytacza kropli” z olejem o konsystencji galarety albo za pomocą płytki pokrytej sadzą i wykonania pomiaru średnicy kropli, albo też przy użyciu bardziej złożonego wyposażenia, jak np. urządzenia do pomiaru widma rozkładu kropli.

(2) Symulowane oblodzenie. Próby w locie w symulowanych warunkach oblodzenia są jednym ze sposobów określenia zdolności do walki z oblodzeniem poszczególnych rodzajów wyposażenia odladzającego. Próby te są szczególnie użyteczne dla sprawdzenia elementów drobnych, o małych powierzchniach narażonych na oblodzenie, jak np. ogrzewanie rurki Pitota, anteny, wloty powietrza włącznie z wlotami powietrza do silnika, usterzenia oraz inne powierzchnie o małym promieniu krawędzi natarcia, jak również szyby przednie.

Drobne elementy są bardziej wrażliwe na wyższe prędkości osadzania się lodu, występujące przy większej zawartości wody oraz większych średnicach kropli — czyli warunki, które są łatwiejsze do symulowania, ale nieczęsto spotykane w naturalnych próbach w locie z oblodzeniem. Symulowane warunki oblodzenia można stworzyć za pomocą dyszek umieszczonych na samolocie przed elementem, którego badanie prowadzi się, albo też można wykonać lot w chmurze stworzonej przez samolot zaopatrzony w aparaturę do rozpylania wody. Za pomocą dyszek rozpryskujących trudno jest uzyskać krople o małych wymiarach, toteż te metody — jak stwierdzono — dają większe wymiary osadzeń lodu oraz inne ich kształty niż te, które występują przy naturalnym oblodzeniu w zakresie podanym w cz. 25, załącznik C. Przy uwzględnieniu wielkości kropli uzyskiwanych z urządzeń rozpylających oraz temp. powietrza zewnętrznego, próby przy symulowanym oblodzeniu mogą dać pełne uzasadnienie dla małych elementów. Dla tych zaś elementów, dla których są krytyczne małe wymiary kropli, próby w symulowanym oblodzeniu nie są wystarczające jako jedyny dowód spełnienia wymagań.

Opracował A. Kardymowicz

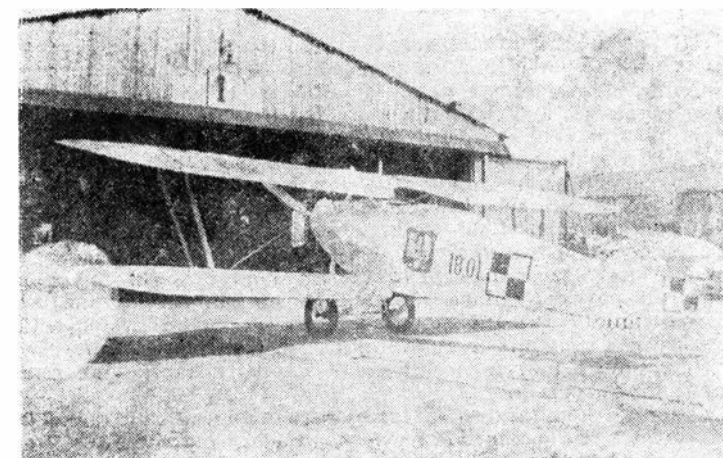
## Początki produkcji lotniczej w Polsce 1919-1924 r.

Mgr ANDRZEJ MORGALA

W chwili odzyskania niepodległości przemysł lotniczy na ziemiach polskich nie istniał. Utworzona w 1910 r. na Polu Mokotowskim polska wytwórnia Awiaty została po roku zlikwidowana przez władze carskie. Zbudowano tam ok. 10 samolotów Farman IV i VII oraz Bleriot XI, a ponadto dwa prototypy rodzimej konstrukcji. Podczas okupacji niemieckiej, pod koniec 1915 r. przy ul. Kolejowej w Warszawie utworzono wytwórnię lotniczą pn. REFLA (Reperaturflugzeugabteilung) Militärwerkstätten Warschau, filię berlińskiej firmy Albatros Werke GmbH. W latach 1916-1917 wyprodukowano tam ok. 200 samolotów Albatros B-II. W 1918 r. wytwórnię zlikwidowano, a pracowników zatrudniono w dużych warsztatach remontowych na lotnisku mokotowskim, gdzie sformowano Kaizerische Beobachterschule, czyli cesarską szkołę obserwatorów lotniczych.

Podczas wyzwania lotnisk od 31.X.1918 do początku stycznia 1919 r. zdobyto kilka naprawczych warsztatów lotniczych o różnym stopniu wyposażenia. Znajdowały się one w kompleksach zabudowań obok lotnisk: Warszawa-Mokotów, Kraków-Rakowice, Lwów-Lewandówka, Lublin-Krochmalnia, Przemyśl-Hureczko i Poznań-Ławica. Rok później przejęto warsztaty niemieckie w Toruniu, Grudziądzu, Bydgoszczy i w Pucku, lecz były to tylko zabudowania pozbawione wszelkiego wyposażenia, natomiast z zasadzkami na ludzi. W odrodzonej Polsce nie było zatem żadnej wytwórni lotniczej, która mogłaby produkować samoloty.

Pierwsze próby produkcji lotniczej w Polsce rozpoczęły się już na początku 1919 r. Podjęły je nie przygotowane i nie przystosowane do tego celu wojskowe warsztaty przy



Rys. 1. CWL nr 18.01 Słowik, pierwszy kompletny samolot zbudowany w odrodzonej Polsce



Rys. 2. Hannover CL-II zmodernizowany w CWL jako wersja E, z mocniejszym silnikiem Benz o mocy 147 kW

parkach lotniczych. Działalność, z różnym skutkiem, prowadzono w latach 1919-1923, a cezurę tę można nazwać okresem warsztatowej produkcji samolotów.

Budowa nowego sprzętu była działalnością marginalną, ponieważ podstawowymi pracami były remonty i montaż nowych samolotów dostarczonych z zagranicy. Granica pomiędzy remontem a odbudową samolotu była często trudna do uchwycenia i dlatego przyjęto, że płatowiec od-



Rys. 3. Model samolotu produkowanego seryjnie w warsztatach III Ruchomego Parku Lotniczego jako typ III Iwowski

tworzony w połowie zostaje zaliczony do zrekonstruowanych. Do produkcji samolotów w warsztatach zaliczano zatem:

- płatowce zbudowane całkowicie od podstaw,
- rekonstrukcję wykonywaną seryjnie przynajmniej dla 50% konstrukcji płatowca (praktycznie polegającą na dobudowaniu do istniejącego kadłuba komory płatów lub odwrotnie),
- samoloty zmodernizowane przez zastosowanie innego zespołu napędowego (a więc mające widoczne zmiany konstrukcyjne),
- samoloty rozpoczęte i znacznie zaawansowane, których budowę przerwano z różnych powodów.

Podstawową przesłanką uruchomienia produkcji samolotów było zapotrzebowanie na nie w wojnie polsko-radzieckiej 1919-1920 r. Starano się je zaspokoić dostawami z importu, odzyskiem po remontach i produkcją własną warsztatów wojskowych. Prowadzone od lutego 1919 r. działania wojenne na wschodzie powodowały nadmierne zużywanie się sprzętu, budowanego wówczas z małym zapasem wytrzymałości. Nie odznaczał się on zbyt dużą trwałością zwłaszcza na wojnie, w eksploatacji w warunkach polowych.

Funkcje dowództwa lotnictwa spełniała wówczas Sekcja Żeglugi Napowietrznej utworzona 14 listopada 1918 r. przy Ministerstwie Spraw Wojskowych. Zaopatrzenie w sprzęt załatwiał Główny Urząd Zaopatrywania Armii (GUZA).

W listopadzie 1918 r. na Mokotowie utworzono Centralne Warsztaty Lotnicze, dla których określono program w punkcie H, Rozkazu nr 66 Sztabu Generalnego WP, wydanego w dniu 20 grudnia 1918 r. Do zadań CWL należały scentralizowane remonty płatowców i silników oraz produkcja płatowców wypróbowanych typów. Na CWL nałożono zatem obowiązek budowy nowych konstrukcji lotniczych. Kierownikiem warsztatów był początkowo inż. M. Tłuchowski, a po nim por. inż. Karol Słowik. Spośród znanych samolotów wybrano Hannover CL-II o nowocześniejszej jak na owe czasy konstrukcji, odznaczającej się dobrymi właściwościami w locie. Był to w zasadzie dwu-

miejscowy myśliwiec eskortowy, który zamierzano wykończyć jako wywiadowczy i lekki bombowy. Byłby to zatem wielozadaniowy samolot bojowy.

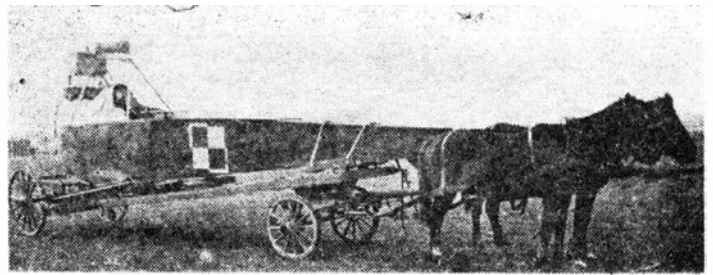
Por. inż. K. Słowik podjął obowiązki głównego konstruktora i organizatora produkcji. Skoncentrowano się na utworzeniu zespołu konstruktorów, zgromadzeniu odpowiedniej ilości materiałów lotniczych oraz przygotowaniu warsztatów do budowy seryjnej płatowców.

Zespół konstruktorów w składzie: inż. Mieczysław Pęczalski, inż. Władysław Zalewski, inż. Wilhelm Gibalka i dwóch innych techników, przystąpił do sporządzania rysunków warsztatowych dokonując pomiarów inwentaryzacyjnych na samolocie Hannover CL-II. Zrezygnowano z obliczenia części wytrzymałościowej projektu i przeprowadzenia atestacji stosowanych materiałów z wyjątkiem prób drewna na zginanie. Nie przeprowadzono również kompleksowej, statycznej próby wytrzymałości konstrukcji. Płatowiec był w zasadzie odwzorowaniem pierwowzoru z wprowadzonymi niewielkimi zmianami w wymiarach liniowych, co spowodowało m.in. różnice w powierzchni nośnej i masie konstrukcji. Zasadniczą zmianę wprowadzono jednak w zespole napędowym. Zamiast oryginalnego silnika Argus Opel zastosowano nieco słabszy, ale i lżejszy silnik Austro Daimler o mocy 118 kW (160 KM). Zaprojektowano również nowe łożo i osłonę oraz instalacje: paliwową, olejową i elektryczną. Zastosowano także nowe śmigło. Cały przód samolotu był skonstruowany w CWL. Przed ukończeniem prac z zespołu odszedł inż. Władysław Zalewski, protestując w ten sposób przeciw uproszczenemu trybowi opracowania projektu.

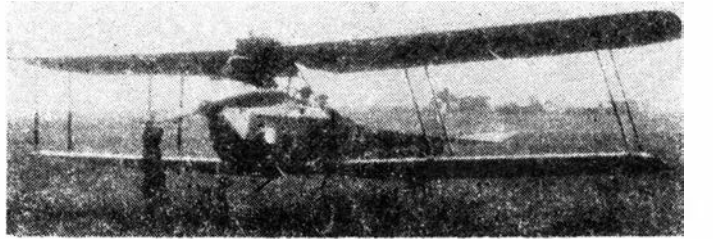
Materiały lotnicze pochodziły z różnych źródeł. Zapasy drewna i sklejki pozostały po dawnej wytwórni Refla i warsztatach remontowych Beobachterschule. Pewnym problemem było zdobycie materiałów metalowych: blach, odkuwek, osprzętu i linek. Uzyskano je z różnych źródeł: blachę ze zdobyczy wojennych, a część okuć, sterownice i koła podwozi ze skasowanych samolotów Hannover C-II, linki zakupiono natomiast w magazynie żelaznym w Warszawie przy ul. Bagno. Niektóre elementy, jak np. okucia nośne i ściągacze do linek, wykonano we własnym warsztacie mechanicznym.

Trzy hangary opróżniono i przygotowano tak, aby można było jednocześnie montować kilka płatowców. Produkcji podporządkowano również stolarnię, warsztat mechaniczny, tapicernię, warsztat elektryczny i lakiernię. W magazynie znajdowały się w skrzyniach nowe silniki Austro Daimler 118 kW (160 KM).

Lotnictwo wojskowe zamówiło serię 10 samolotów, przy czym pierwsza partia, budowana w warsztacie płatowcowym, składała się z trzech egz. Seria otrzymała numer 18, a poszczególne egzemplarze kolejne numery: 1, 2 i 3. Pierwszy samolot nr 18.01 potraktowano jako prototyp do prób i badań w locie. Płatowiec zbudowano stosunkowo



Rys. 4. Kadłub samolotu nr 67.III.4 zbudowany w warsztatach lwowskich



Rys. 5. KW-2 — samolot produkowany seryjnie w warsztatach krakowskich

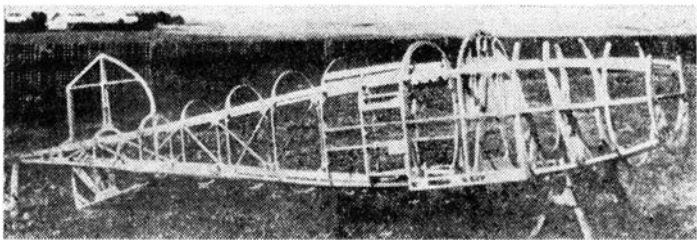
szybko. Pod koniec lipca 1919 r. dokonano oblotu fabrycznego. Oficjalny pokaz przed komisją państwową odbył się 9 sierpnia, a 23 sierpnia 1919 r. zamierzano dokonać uroczystego przedstawienia prototypu na ziemi i w locie przed generacją oraz Naczelnikiem Państwa i Naczelnym Wodzem Józefem Piłsudskim. Podczas wykonywania nieskomplikowanych ewolucji samolot rozpadł się w powietrzu na wysokości ok. 500 m, a kadłub z załogą rozbił się w odległości 150 m od zgromadzonych na lotnisku. W wypadku zginęli: kierownik CWL i konstruktor samolotu por. inż. Karol Słowik i ppor. pilot Kazimierz Jesionowski. Próbę statyczną na egz. 18.02 przeprowadzono w CWL dopiero jesienią 1919 r., obliczenia kontrolne wytrzymałości komory płatowców wykonano w CWL i Zakładach Mechanicznych Plage i Laśkiewicz w Lublinie (ZMPliL) w lutym-marcu 1920 r., wytrzymałość elementów ocalałych z katastrofy samolotu 18.01 sprawdzono w ZMPliL w 1928 r. Z ustaleń wynikało, że bezpośrednią przyczyną była przede wszystkim niska wytrzymałość linek usztywniających komorę płatów, nie nadających się do tego celu. Wraz ze zwiększeniem obciążenia linki wydłużały się i wiotcząc powodowały utratę sztywności. Słabe okazały się również niektóre ściągacze linek, wykonane z niejednakowego materiału, a także: górne prawe okucie baldachimu (z oryginalnego).

TABLICA I. Samoloty wyprodukowane w warsztatach lotniczych w latach 1919-1923

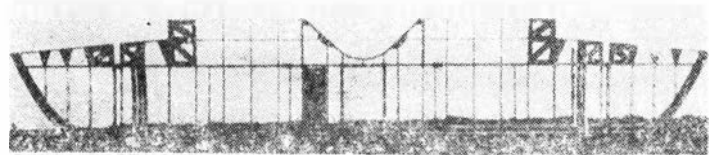
Warsztat Typ samolotu	1919 r.				1920 r.				1921 r.				1922 r.				1923 r.				Razem
	1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3	4	
Centralne Warsztaty Lotnicze — Hannover CL-II seria B (Słowik) — Hannover CL-II seria E — WZ-VIII	1	—	—	2	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	3
Warsztaty Lotnicze Lwowskie — Hansa Brandenburga C-1 typ III lwowski	3	3	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	10
Warsztaty Lotnicze Krakowskie — Oeffag D-III seria 21 — Oeffag D-III typ K seria 23 — KW-2 — KW-3	—	5	—	—	—	3	—	—	—	—	—	—	5	10	—	—	—	—	—	—	10
Warsztaty Śl. Lawica — L.G C-V seria 9	—	—	10	—	—	—	10	—	—	—	10	—	—	—	—	—	—	—	—	—	30
W. Wentzel Ostrów Wlkp. — typ I	1	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	1
Razem	7	10	10	2	10	5	15	1	15	—	10	—	15	—	—	—	—	—	—	—	101
Ogółem	29				31				25				15				1				101

Objaśnienia: 1 — samoloty budowane od podstaw, 2 — częściowa rekonstrukcja płatowców, 3 — modernizacja istniejących samolotów (zamiana zespołu napędowego), 4 — samoloty nie ukończone (przerwana budowa płatowca), \*) produkcja przeniesiona ze Lwowa





Rys. 6 Kadłub samolotu myśliwskiego D-III, zbudowany w warsztatach krakowskich



Rys. 7. Górny niedzielony płat samolotu myśliwskiego D-III zbudowany w warsztatach krakowskich

nalnego samolotu Hannover CL-II) oraz tylny dźwigar w dolnym płacie odznaczający się słabą budową. Przyczyny były zatem nader złożone, ale uniknięto by nieszczęścia, gdyby wcześniej wykonano obliczenia wytrzymałości konstrukcji, sprawdzając je następnie przy kontroli wytrzymałości materiałów i próbie statycznej całego płatowca.

Pomimo głębokiego wstrząsu CWL nie zaniechało budowy nowego sprzętu. Po śmierci por. inż. Karola Słowika, kierownikiem został inż. Zdzisław Wilk. Pod koniec 1919 r. rozpoczęto budowę WZ-VIII — pierwszego polskiego samolotu wojskowego zaprojektowanego od podstaw w kraju, zakończenie prac przewidywano w sierpniu 1920 r. Konstruktorem był inż. Władysław Zalewski.

W pierwszej połowie 1920 r. z inicjatywy ówczesnego kierownika CWL por. inż. Zdzisława Zycha-Płodowskiego dokonano modernizacji samolotów Hannover CL-II zastępując zużyte silniki Argus Opel 132 kW (180 KM) mocniejszymi i znajdującymi się w lepszym stanie Benz 147 kW (200 KM). Było to tzw. wersja E, a samoloty miały na kadłubach umowne oznaczenie indeksem 5 następującym po numerze serii i samolotu, np. 8,15.

W warsztatach znajdujących się w parkach technicznych na innych lotniskach również podjęto budowę samolotów. Jako pierwsze podjęły tę działalność warsztaty lwowskie, przekształcone później na III Ruchomy Park Lotniczy. Pomimo nader prymitywnych warunków (ciasne hangary, niedostateczne wyposażenie warsztatów) i bliskości frontu rozpoczęto, bez rozgłosu, z inicjatywy dowódcy parku por. pil. Stefana Bastyrę, a pod kierunkiem inż. Tadeusza Florjańskiego, produkcję samolotów wywiadowczych skopiowanych z węgierskiej wersji znanej konstrukcji Hansa Brandenburga C.I wzór 1916 r., pochodzącej z budapeszteńskiej wytwórni UFAG. Samoloty wyprodukowane we Lwowie były oznaczone rzymską trójką i znano je jako tzw. typ III lwowski. Pierwszy egz. oblatany w maju 1919 r. był wzorowany na węgierskiej serii 26, a następne na serii 67. Pierwsze egz. były częściowo rekonstruowane, ale ostatnie budowano kompletnie, od podstaw, we Lwowie. Napęd stanowił silnik Austro Daimler 118 kW (160 KM). Samolot został poddany znacznym przeróbkom zmieniającym jego strukturę w stosunku do pierwowzoru. Autorami zmian modernizacyjnych byli bracia Tadeusz i inż. Władysław Florjańscy, znani już na terenie Lwowa ze swoich konstrukcji lotniczych. Ppor. Tadeusz Oliver-Florjański, kierownik stolarni III RPL, stopniowo modyfikował budowane płatowce. Ostatnie samoloty były już w pełni zmodernizowane. Najważniejsze zmiany dotyczyły kadłuba, w którym zastąpiono kratownicę, usztywnioną we-

wnętrznymi wykrzyżowaniami z linek, konstrukcją ramową z pracującym pokryciem, lżejszą i znacznie sztywniejszą na skręcanie. Tadeusz Florjański opracował konstrukcję, a inż. Władysław Florjański wykonał obliczenia wytrzymałościowe i wykreślił rysunki. Inne zmiany dotyczyły:

- obudowy silnika z odprowadzeniem ściekającego oleju, aby uniknąć ciągłego zaoliwiania spodu kadłuba,
- zamocowania i kinematyki ruchu płoży, w celu uniknięcia częstych uszkodzeń tylnej części kadłuba,
- zastosowania pełnej obrotnicy k.m. obserwatora na wieżycze wyniesionej ponad grzbiet kadłuba.

Ostatni samolot, kompletnie zmodernizowany, otrzymał oznaczenie typu TOF — od inicjałów konstruktora. Stylizowany znak umieszczono na stateczniku pionowym. Nazwa TOF miała być stosowana do następnej serii samolotów, którą zamierzano budować we Lwowie.

Jeszcze w maju 1919 r. por. pil. Stefan Bastyr wystosował raport do Sekcji Żeglugi Napowietrznej postulując rozbudowę warsztatów w celu zwiększenia produkcji samolotów. Jego następca, por. obs. inż. Władysław Toruń rozwijał produkcję wraz ze wzrostem możliwości warsztatów. Starania Polaków poparł Amerykanin — dowódca 7 eskadry myśliwskiej mjr pil. Cedric Fauntleroy. 7 listopada 1919 r. wystosował on kolejny raport, w którym informował o wyprodukowaniu w warsztatach serii 10 samolotów oraz podkreślił dobrą ich jakość. 20 listopada 1919 r. przyszła jednak odpowiedź odmowna. Sytuację skomplikował również pożar hangarów na Lewandówce, który pochłonął część warsztatów. Seria samolotów TOF nie doczekała się realizacji. Do likwidacji warsztatów w sierpniu 1920 r. remontowano w nich jeszcze płatowce i silniki.

Warsztaty lotnicze w Krakowie były stosunkowo dobrze wyposażone w obrabiarki do metalu i drewna, miały duże hangary i znajdowały się na głębokim zapleczu frontu. Kierownikiem był początkowo por. inż. Józef Krzemień. Na początku 1919 r. do warsztatów krakowskich przeniesiono warsztaty z Przemyśla. Od 11 maja 1919 r. warsztaty zostały włączone do nowo utworzonej Krakowskiej Szkoły Pilotów, a komendantem został kpt. Schneider. W tym czasie rozpoczęto rekonstrukcję samolotów myśliwskich Oeffag D-III oznaczonych jako seria I. Znaczącą rolę w tym przedsięwzięciu odegrał kpt. pil. Juliusz Gilewicz — organizator produkcji i pilot doświadczalny. Wg meldunku z 10 września 1920 r. w warsztatach wykonano 10 samolotów tej serii.

W sierpniu 1920 r., po odwołaniu spod Kijowa, włączono do warsztatów krakowskich III Ruchomy Park Lotniczy, czyli warsztaty lwowskie, mające tradycje i doświadczenia w budowie lwowskiego samolotu Brandenburg typ III. Komendantem rozbudowanych warsztatów został kpt. obs. inż. Władysław Toruń, zwolennik i propagator koncepcji samolotów rodzimej produkcji. Wkrótce uruchomiono produkcję seryjną samolotów Brandenburg C.I., ale wzorowanych już na nowocześniejszej austriackiej wersji z 1917 r. opracowanej w wiedeńskiej wytwórni Phoenix. Model ten różnił się od lwowskiego m.in. mocniejszym silnikiem Austro Daimler 147 kW (200 KM), zamocowanym niżej, w związku z czym kabinę pilota osłonięto wiatrochronem. Budowę pierwszej serii (10 szt.) rozpoczęto pod koniec 1920 r. i ukończono w 1921 r. Samolot otrzymał oznaczenie typu KW-2, a do 1922 r. wyprodukowano jeszcze ok. 20 kompletnych samolotów.

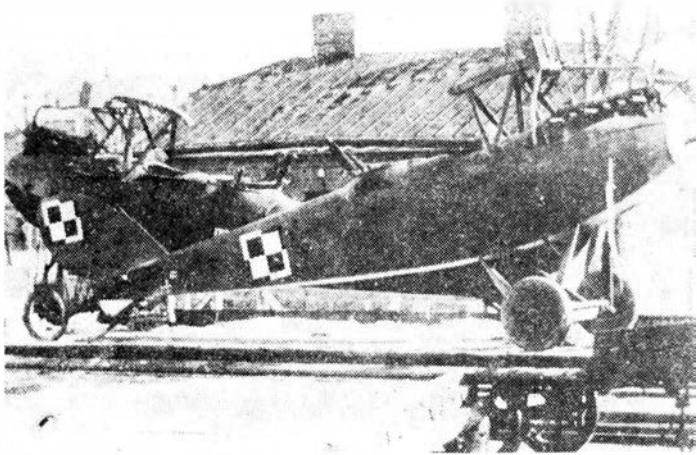
Korzystając z doświadczeń uzyskanych przy rekonstrukcji samolotów w 1921 r. w Krakowie uruchomiono produkcję samolotów myśliwskich Oeffag D-III. Budowano tu od podstaw płatowce wykonane z drewna. Części metalowe: łoża silników, zbiorniki, chłodnice, sterownice, koła podwozia, amortyzatory, płoży, okucia itd. odzyskiwano z samolotów przeznaczonych do kasacji. Charakterystyczna dla samolotów D-III budowanych w Krakowie była osłona silnika, wykonana w warsztacie. Zastosowano osłonę z pasów blachy aluminiowej (na kształt klepek do beczki), zamiast jednolitej osłony tłoczony z arkusza blachy. Myśliwce te oznaczono jako typ K. Napęd stanowił silnik Austro Daimler 147 kW (200 KM). Do 12 listopada 1921 r. wykonano 5 kompletnych samolotów, a w 1922 r. następne 5 szt.

W 1923 r. zbudowano jeszcze w Krakowie prototyp KW-3, będący wersją rozwojową KW-2. Wprowadzono w nim kilka zmian konstrukcyjnych zmierzających m.in. do wzmocnienia części najsłabszych i najczęściej ulegających uszkodzeniom. Zwiększono skuteczność lotek, poprawiono warunki obsługi, przedłużono żywotność płatowca. Samolot został oblatany, ale nie uruchomiono już produkcji seryjnej.



Rys. 8. Prototyp KW-3 w locie





Rys. 9. Poznańska wersja LVG C-V/AD z przebudowanym kadłubem przystosowanym do silnika Austro Daimler

Niezwłocznie po zdobyciu w Poznaniu lotniska Ławica i magazynu płatowców w hali sterowcowej na Winiarach zaczęto organizować bazę sprzętu. Sformowano batalion pod nazwą Stacja Lotnicza Ławica, w której skład wchodziła III kompania warsztatowa. Dowódcą warsztatów i inicjatorem wszelkich poczynań był kpt. Franciszek Gruszkiewicz, a jego zastępcą – werkmistrz sierż. pil. Władysław Bartkowiak. Warsztaty należały do najlepiej wyposażonych na ziemiach polskich, a zadaniem kompani warsztatowej była naprawa i montaż samolotów. Większość samolotów z Winiar nie miała silników i należało je dobierać z zapasów lub z dostaw z zagranicy. Wiele elementów, jak np. komory płatów, wykonywano od początku w warsztacie SL Ławica, brak jednak bliższych danych na ten temat. Spośród prac modernizacyjnych, najważniejsza jednak była seryjna przeróbka LVG C-V pochodzących z hali na Winiarach. Ponieważ brakowało oryginalnych silników Benz 147 kW (200 KM), zastąpiono je silnikami importowanymi Austro Daimler o tej samej mocy. Przebudowa miała charakter produkcji seryjnej. Poznańska wersja LVG C-V/AD różniła się od LVG C-V przodem kadłuba pozbawionym wyoblonego kołpaka na płaszczyźnie śmigła (z kilkoma wyjątkami), osłoną silnika wykonaną z pasów blachy Al zamiast wytloczki z jednego lub dwóch arkuszy blachy — LVG C-V w tej wersji otrzymały numer serii: 9. W latach 1919–1920 warsztaty SL Ławica wyprodukowały ok. 30 tych samolotów. Właściwościami w locie nie różniły się od pierwowzoru i miały dobrą opinię wśród załóg.

Oprócz LVG C-V, w warsztatach na Ławicy modernizowano inne samoloty zabudowując inne silniki niż w pierwowzorach, jak np. myśliwski Fokker D-VII z mocniejszym silnikiem AD 162 kW (220 KM). Nie ma jednak bliższych danych nt. szczegółów technicznych i liczby przebudowanych samolotów.

Poza warsztatami należącymi do wojska, próbę uruchomienia produkcji samolotów podjął w 1919 r. prywatny warsztat w Ostrowiu Wlkp. Właścicielem był Włodzimierz Wentzel, a konstruktorem Emil Kurzeja, były kierownik jednego z niemieckich zakładów lotniczych. Budowany prototyp Wentzel-1 miał być napędzany silnikiem Benz o mocy 132 kW (180 KM). Projektowano również wersję II z mocniejszym silnikiem RAP o mocy 147 kW (200 KM). Prędkość lotu miała wynosić 180 km/h. Był to dwumiejscowy samolot wywiadowczy będący zmodernizowaną kopią jednego z nowszych, niemieckich samolotów klasy C, którego rysunki zapewne przywiózł z Niemiec E. Kurzeja. Oferta ustna złożona w MSWojsk. zawierała propozycję dostawy nowych samolotów, śmigieł i remontu silników. W listopadzie 1919 r. delegowano do Ostrowia Wlkp. komisję w składzie: inż. W. Kawecki i ppor. pil. Józef Krzyżkowski. Na miejscu zapoznano się z warsztatami i proponowanym samolotem. Przeprowadzono również rozmowy z W. Wentzlem i E. Kurzeją. Wnioski przedstawione w raporcie z 1 grudnia 1919 r. były negatywne. Proponowanego samolotu nie akceptowano.

Produkcja samolotów w warsztatach lotniczych w latach 1919–1923 zestawiono w tabl. 1. Produkcja wzrastała od 1920 r., a następnie miała tendencję malejącą. Najwięcej samolotów wyprodukowały w tym czasie warsztaty krakowskie: 51 szt., co stanowiło połowę całej produkcji. Kolejne miejsca zajęły warsztaty w Ławicy, Lwowie i Warszawie. Zbudowano najwięcej samolotów Hansa Brandenburga C-I i jego wersji rozwojowej (41 szt.) oraz zmodernizowanego samolotu LVG C-V/AD (30 szt.) i Oeffag

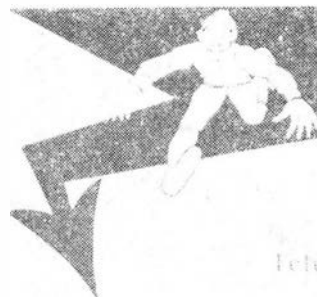
D-III (20 szt.). W warsztatowym okresie produkcji zbudowano więc ponad 109 samolotów, w tym: 43 wykonanych od podstaw, 15 częściowo zrekonstruowanych, 35 zmodernizowanych i 3 nie ukończone. Na potrzeby wojska było to niewiele, jednak biorąc pod uwagę możliwości produkcyjne warsztatów — sporo, zważywszy, że podstawową działalnością parków lotniczych były remonty i montaż samolotów, nie zaś ich budowa.

Pod koniec 1919 r. w MSWojsk. oferty uruchomienia produkcji samolotów złożyły:

- spółka WZLOT organizowana przez grupę polskich działaczy gospodarczych jak: Lubomirski, Szycki i in.,
- warsztaty Włodzimierz Wentzel Ostrow Wlkp.,
- Zakłady Mechaniczne Emil Plage i Teofil Łaskiewicz w Lublinie,
- angielska wytwórnia Aircro,
- angielska wytwórnia Handley Page,
- francuskie konsorcjum 10 najlepszych firm lotniczych,
- włoska wytwórnia Gio Ansaldo, Genova-Torino.

Oferty dotyczyły produkcji wielkoseryjnej w urzędowych i zorganizowanych fabrykach mających znacznie większe możliwości niż istniejące warsztaty.

W styczniu 1920 r. wybrano ofertę Zakładów Mechanicznych Plage i Łaskiewicz w Lublinie powierzając im wielkoseryjną, jak na owe czasy, jednoczesną produkcję samolotów dwóch typów. 14 lutego 1920 r. podpisano umowę nr 201 pomiędzy GUZA i ZMPiL na budowę 200 liniowych Ansaldo A-300/2 i 100 myśliwskich Ansaldo A-1, zaś 15 marca 1920 r. umowę pomiędzy Gio Ansaldo a ZMPiL na dostawę silników lotniczych: 200 Fiat A-12 bis



**Włodzimierz Wentzel**

**Ostrow [Pozn.]**

**Fabryka śmigieł - Lotnictwo - Samoloty**

Dostawca dla Inspektoratu Wojsk Lotniczych

Własne warsztaty remontowe silników, płatowców i samolotów

Wszelkie części zapasowe do nich



Rys. 10. Ogłoszenie — oferta firmy Włodzimierz Wentzel — potencjalnego producenta samolotów własnej konstrukcji

(do A-300/2) i 100 SPA-6A (do A-1). Organizatorem produkcji i dyrektorem technicznym w ZMPiL był inż. Witold Rumbowicz, który razem z por. pil. Ludomilem Rayskim dostarczyli wzorcowy egz. A-300/2. Trasa przebiegała następująco: start 23.VIII.1920 r. z Turynu przez Alpy, Francję i Niemcy, lądowanie w Poznaniu — 11.IX.1920 r. Myśliwski A-1 prowadzony przez ppor. pil. Stefana Pawlikowskiego lądował przymusowo w Avignonie wskutek poważnych uszkodzeń. Oblot pierwszego lubelskiego A-300/2 nastąpił 15.VI.1921 r., natomiast A-1: 21.VII.1921 r., pilotem był Adam Haber-Włyński.

W maju 1921 r. utworzono spółkę z kapitałem polsko-francuskim pod nazwą Francusko-Polskie Zakłady Samochodowo-Lotnicze Francopol. 31 maja 1921 r. zawarto umowę pomiędzy GUZA a Francopolem na aeroplany i mo-

cd. na III str. okt.

Adres dla korespondencji:

00-950 Warszawa ul. Biała 4 skr. poczt. 1004

Siedziba Redakcji:

ul. Bartycka 20, pok. 81

Tel. 40-38-02; 40-00-21 w. 258

Wydawca

**WYDAWNICTWO CZASOPISM I KSIĄZEK TECHNICZNYCH  
SIGMA** Przedsiębiorstwo Naczelnej Organizacji Technicznej

SPIS TREŚCI

	Str.
J. Lewitowicz: 35 lat Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych w służbie lotnictwa	1
J. Jankowski, M. Napurka: Tendencje rozwojowe sprzętu ratunkowego w lotnictwie	3
W. Ząbkowicz: System pomiarowy do badania właściwości lotnych samolotów	7
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY. Terminy lotnicze bułgarskie, czeskie i serbochorwackie (XI)	10
KARTOTEKA TLIA: Lockheed P-3 ANW & C Orion	11
Suctioj Su-25	13
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Zabezpieczenie przed oblodzeniem. Advisory Circular 23.1419-1 (II)	15
S. Michalak: System sterowania lotem samolotu F/A-18 Hornet	17
A. Morgała: Początki produkcji lotniczej w Polsce 1919-1924 r. (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	20
ZE ŚWIATA	II okł.
Na okładce: Smigłowce Mi-8 — rys. K. Cieślak	

SPRZYSTAWIANIE

W numerze 2/88 na okładkach przedstawiono samoloty:

— na I str. okładki Lublin R-XIII do szkolenia w pilotażu bez widoczności (1933 r.),

— na IV str. okładki Pofez XV.

Redakcja przeprasza za błędny opis w poprzednim numerze.

MACZELNA ORGANIZACJA TECHNICZNA

WYDAWNICTWO



**SIGMA**

00-950 Warszawa  
skrytka pocztowa 1004  
ul. Biała 4

CZASOPISM I KSIĄZEK TECHNICZNYCH

**Redaktor naczelny:**

mgr inż. Andrzej Glass

**Sekretarz Redakcji:**

Emilia Lazarewicz

**Redaktorzy działowi:**

mgr inż. K. Dąbrowski, doc. mgr inż. M. Kwiatkowski, mgr inż. A. Kardymowicz, mgr inż. W. Kordziński, dr inż. J. Morawski, inż. K. Szumielewicz

**Rada programowa:**

Mgr inż. W. Błaszczak, mgr inż. Z. Girulski, mgr inż. A. Glass, doc. dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. J. Grzegorzewski (wiceprzew.), mgr inż. F. Gwizdz, mgr inż. E. Kolodziński, doc. dr inż. T. Kostia, mgr inż. K. Kunachowicz, mgr inż. T. Królikiewicz (przewodniczący), mgr inż. T. Kurczyk, prof. dr inż. J. Lewitowicz, prof. dr inż. J. Maryniak, dr inż. K. Michalewicz, mgr inż. M. Milczuska, mgr inż. A. Misiorek, mgr inż. W. Mójta, mgr inż. Z. Olszański, mgr inż. K. Sater, mgr inż. S. Trębacz.

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakł. nr 1. W-wa. Zam. 1115-1300/87. Nakład 5692 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 86 g. U-19.

Cena pojedynczego egz. zł 150.—

Prenumerata roczna zł 1800.—

**INDEKS 37909**

STRESZCZENIA

JANKOWSKI J., NAPURKA M.: Tendencje rozwojowe sprzętu ratunkowego w lotnictwie, TLIA, t. XLIII, 1988, nr 3, s. 3

Autorzy omawiają stan sprzętu ratunkowego stosowanego w lotnictwie wojskowym oraz prace ITWL prowadzone w tym zakresie.

ZĄBKOWICZ W.: System pomiarowy do badania właściwości lotnych samolotów. TLIA, t. XLIII, 1988, nr 3, s. 7

W artykule omówiono wybrane zagadnienia organizacji struktury systemu pomiarowego na przykładzie badania właściwości lotnych samolotów. Podano algorytm obliczenia charakterystyk statycznych i dynamicznych podsystemu gromadzenia danych z rejestracją oscylograficzną. Opisano przykład systemu wykorzystany w praktyce w badaniach samolotu.

MICHALAK S.: System sterowania lotem samolotu F/A-18 Hornet. TLIA, t. XLIII, 1988, nr 3, s. 17

Opisano odległościowy czterokanałowy system sterowania lotem samolotu F/A-18 wyposażony w procesor cyfrowy.

MORGAŁA A.: Początki produkcji lotniczej w Polsce 1919-1924 r. TLIA, t. XLIII, 1988, nr 3, s. 20

Przedstawiono działalność produkcyjną warsztatów remontowych w Warszawie, Lwowie i Krakowie oraz polskie modyfikacje samolotów Hannover CL-II, Brandenburg C-I, Oeffag D-III i LVG C-V.

CONTENTS

JANKOWSKI J., NAPURKA M.: Development trends in the life-saving equipment used in aviation. TLIA, vol. XLIII, 1988, No. 3, p. 3

The current situation as regards life-saving equipment used in military aviation as well as the development work carried out by ITWL within this scope have been discussed.

ZĄBKOWICZ W.: Measuring system to test aircraft flying qualities. TLIA, vol. XLIII, 1988, No. 3, p. 7

Selected problems of arrangement of the measuring system structure have been discussed in this article, with aircraft flying qualities testing as an example. An algorithm to calculate statistic and dynamic characteristics of the data acquisition subsystem with oscillograph recording has been given. An example of the system actually used in aircraft testing has been described.

MICHALAK S.: Flight control system of the F/A-18 Hornet aircraft. TLIA, vol. XLIII, 1988, No. 3, p. 17

A four-channel remote flight control system of the F/A-18 aircraft, provided with a digital processor, has been described.

MORGAŁA A.: The beginning stage of aircraft production in Poland in 1919-1924. TLIA, vol. XLIII, 1988, No. 3, p. 20

The production activity of repair workshops in Warsaw, Lvov and Cracow as well as Polish modifications of Hannover CL-II, Brandenburg C-I, Oeffag D-III and LVG C-V aeroplanes, have been presented.

cd. na III str. okł.

tory awiacyjne. Wg art. II § 3 spółka zobowiązała się do wyprodukowania w pierwszym roku działalności (1922 lub 1923?) 200 samolotów bombowych Breguet XIVB2 i 100 myśliwskich SPAD Herbomont 20C1/C2. Później zawarto drugą umowę nr 15 z 30.XII.1924 r. na 100 samolotów myśliwskich SPAD-61C1/LD450 w terminie do 31.III.1926 r. Umowę rozwiązano w 1926 r.

Do 1923 r., czyli roku zamykającego okres produkcji warsztatowej, zakłady w Lublinie prowadziły produkcję z przerwami spowodowanymi serią wypadków, których przyczyną było wadliwe wykonanie okuć skrzydeł i niepewne w użyciu silniki sprowadzone z Włoch. Spółka Francopol nie wyprodukowała w tym czasie żadnego samolotu.

TABLICA 2. Produkcja samolotów w ZMPLiL

Samolot	1921	1922	1923	1924	Razem
A-200,2	1a	5a	53	22+4b	75+4b
A-1	11	22	7	14+7b	57+7b
Razem	14+1a	22+5a	60	36+11b	132+11b

a) egzemplarze nie odebrane, b) egzemplarze nie ukończone, produkcja przerwana we wrześniu 1924 r.

Niewielka i nie mająca szans rozwoju produkcja warsztatów lotniczych wygasła, chociaż w ostatnim okresie produkowano już w nich w pełni wypróbowane, chociaż przestarzałe samoloty. Wprowadzone zamiast nich samoloty produkcji fabrycznej nie spełniały jednak pokładanych nadziei. Były niepewne w użyciu i były przyczyną wielu katastrof. Przejście od okresu produkcji warsztatowej do fabrycznej nie rokowało zatem pomyślnych perspektyw. Wobec rosnącej liczby wypadków we wrześniu 1924 r. podjęto decyzję o wstrzymaniu produkcji samolotów przez ZMPLiL. Do tego czasu zbudowano w Lublinie 132 samoloty całkowicie ukończone i odebrane, oprócz tego 11 egz. nie ukończonych. W latach 1921÷1922 niektóre samoloty nie odebrane skasowano, a resztę zaliczono do produkcji w 1923 r. Samoloty zbudowane w ZMPLiL zestawiono w tabl. 2.

Dążąc do zastąpienia w przyszłości samolotów obcych rodzimymi konstrukcjami, zlecono polskiem konstruktorom opracowanie oryginalnych projektów. W 1919 r. inż. Władysław Zalewski, kierownik Wydziału Naukowo-Technicznego Sekcji Żeglugi Napowietrznej, opracował projekt samolotu wywiadowczego WZ-VIII De-ze-pe. Budowę rozpoczęto w CWL, ale nie ukończony płatowiec został znacznie uszkodzony podczas próby ewakuacji w sierpniu 1920 r. Rok później inż. Stanisław Cywiński w ZMPLiL opracował projekt samolotu tej samej klasy Arla-1. Do-

kumentacja przesłana do Wojskowej Centrali Badań Lotniczych nie zyskała uznania. Ocena była negatywna, budowę nie podjęto.

Pod koniec opisywanego okresu inż. Władysław Zalewski otrzymał polecenie nadzoru nad ukończeniem uszkodzonego prototypu WZ-VIII. Wystąpił jednak z koncepcją bardziej nowoczesnego samolotu, przedstawiając projekt WZ-X. Prototyp zbudowano jednak dopiero dwa lata później.

Rodzime projekty były zatem opracowane. Wskutek działania różnych czynników nie doczekały się realizacji. Kryzys zażegnano dopiero w 1925 r. sprowadzając gotowe samoloty z Francji i uruchamiając produkcję wg licencyjnego wzoru Potez-XVA2 w ZMPLiL w Lublinie i w PWS w Białej Podlaskiej. Samoloty te odpowiadały współczesnemu standardowi i spełniały w pełni warunki stawiane przez wojsko.

Obserwując próby uruchomienia produkcji samolotów można stwierdzić, że podjęte wysiłki były niewątpliwie pierwszymi przejawami budzącej się rodzimej myśli technicznej. Bez rozgłosu Polska pojawiła się na lotniczej mapie świata jako producent samolotów. Produkcja warsztatów, a następnie przemysłu w pierwszych latach niewątpliwie stworzyła podwaliny pod przyszłą wiekoseryjną budowę samolotów dająca już produkt na światowym poziomie. Lata 1919÷1924 miały znaczenie dla rozwoju techniki lotniczej w Polsce i zasługują na większą niż dotychczas uwagę w polskiej historiografii lotniczej.

#### ZRÓDŁA

1. R. BARTEL: Relacje z 3.I.1969 i 28.IX.1972 r.
2. Materiały archiwalne Tadeusza Florjańskiego-Kohmanna, syna.
3. Centralne Archiwum Wojskowe. Akta Dowództwa Lotnictwa, teczki 38, 38b, 60c, 79
4. T. GOWOREK: Produkcja samolotów Ansaldo w Zakładach Plage i Laśkiewicz. TLiA nr 1/1979 r.
5. T. GOWOREK: Lubelskie Ansaldo A-300. Lotnictwo. Lublin, grudzień 1983 r.
6. W. MAKOWSKI: Przyczyny wypadku pierwszego polskiego samolotu (maszynopis)
7. A. MORGALA: Polskie wersje samolotu Hannover CL-II. TLiA nr 1/1982 r.
8. Pierwszy polski płatowiec. Polska Flota Napowietrzna nr 2 z 15.VIII.1919 r.
9. M. PEJCZAŁSKI, J. ARKUSZEWSKI: Schemat sprawozdania z obliczenia płatowca Hannover (Roland) CL-II (Słowik). Rękopis. Warszawa-Lublin 1920 r.
10. Album Dziesięciolecia Lotnictwa Polskiego. Poznań 1920 r.
11. Księga ku czci poległych lotników. Warszawa 1933 r.
12. W. RYCHTER: Skrzydlate wspomnienia. WKiŁ, Warszawa, 1980 r.
13. Z. WILK: Przyczynek do historii polskiego lotnictwa. *Kwartalnik Historii Nauki i Techniki* nr 3/1966 r.
14. W. ZALEWSKI: Pierwszy „polski” samolot. *Dziennik Polski* nr 3/66. Londyn
15. A. ZDANIEWSKI: Sprawozdanie z prac w lotnictwie polskim. Maszynopis. Kraków, 1957 r.
16. A. ZDANIEWSKI: Relacja z 22.XI.1968 r.

## ZUSAMMENFASSUNGEN

JANKOWSKI J., NAPURKA M.: Entwicklungsstand der Rettungsausrüstung in der Luftfahrt. TLiA, XLIII Jhrg., 1988, H. 3, S. 3

Die Autoren erörtern den gegenwärtigen Stand der in der militärischen Luftfahrt verwendeten Rettungsausrüstung und die auf diesem Gebiet von ITWL geführten Arbeiten.

ZABKOWICZ W.: Messsystem zur Untersuchung der Flugeigenschaften von Flugzeugen. TLiA, XLIII Jhrg., 1988, H. 3, S. 7

In dem Aufsatz werden ausgewählte Probleme der Organisationsstruktur eines Messsystems anhand der Untersuchung der Flugeigenschaften von Flugzeugen behandelt. Es wird der Algorithmus der Berechnung der statischen und dynamischen Charakteristiken des Untersystems für die Datenspeicherung mit oszillografischer Registrierung angeführt. Das beschriebene Beispiel des Systems wurde bei der Flugzeuguntersuchung angewandt.

MICHALAK S.: Flugsteuerungssystem des F/A-18 Hornet-Flugzeuges. TLiA, XLIII Jhrg., 1988, H. 3, S. 17

Es wird das 4-Kanal-Flugsteuerungssystem des F/A-18 Flugzeuges, ausgestattet mit einem Digital-Processor, erörtert.

MORGALA A.: Beginn des Flugzeugbaus in Polen in den Jahren 1918÷1924. TLiA, XLIII Jhrg., 1988, H. 3, S. 29

In dem Aufsatz wird die Produktionsstätigkeit der Überholungswerkstätten in Warszawa, Lwów und Kraków sowie die polnischen Modifikationen der Flugzeuge Hannover CL-II, Brandenburg C-I, Oeffag D-III und LVG C-V dargestellt.

## СОДЕРЖАНИЯ

ЯНКОВСКИ Е., НАПУРКА М.: Направления развития спасательного оборудования в авиации. TLiA, т. 43, 1988 г., № 3, с. 3

Авторы описывают спасательное оборудование, применяемое в военной авиации, а также другие работы Технического Института ВВС в этой области.

ЗОМБКОВИЧ В.: Измерительная система для исследования летных свойств самолетов. TLiA, т. 43, 1988 г., № 3, с. 7

В статье описаны избранные вопросы организации структуры измерительной системы на примере исследования летных свойств самолетов. Дается алгоритм расчета статических и динамических характеристик субсистемы для накопления данных с осциллографической регистрацией. Описан пример системы, использованной на практике при испытаниях самолета.

МИХАЛЯК С.: Система управления полетом самолета Ф/А-18 Хорнет. TLiA, т. 43, 1988 г., № 3, с. 17

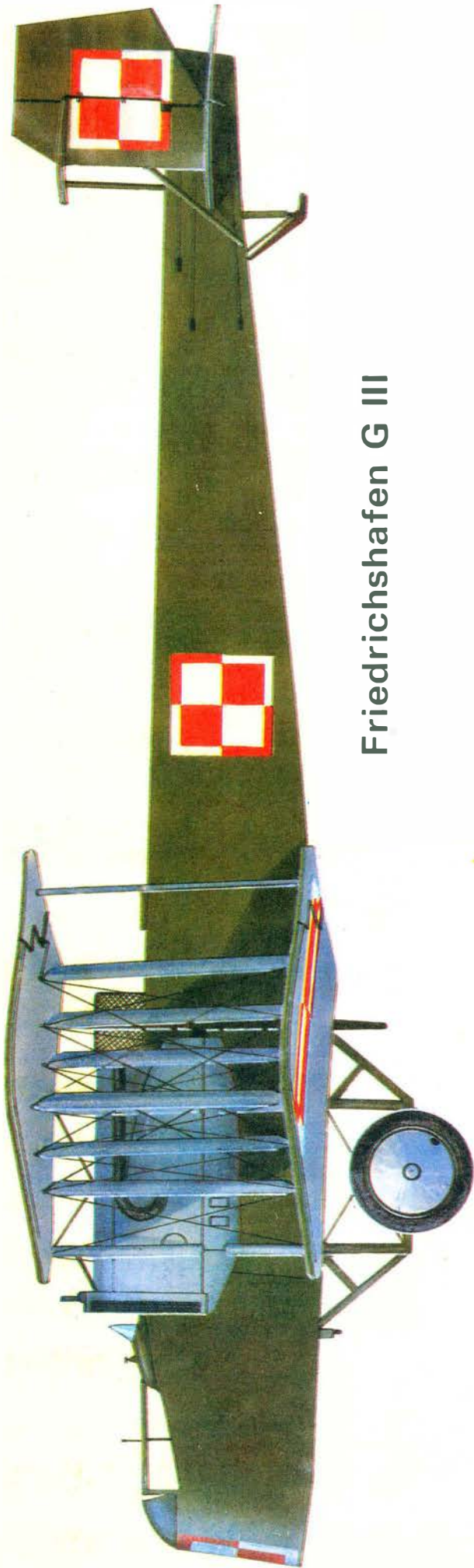
Описана логическая четырехпараметровая система управления полетом самолета Ф/А-18, оборудованного цифровым процессором.

МОРГАЛА А.: Начало авиационного производства в Польше в 1919÷1924 г. TLiA, т. 43, 1988 г., № 3, с. 29

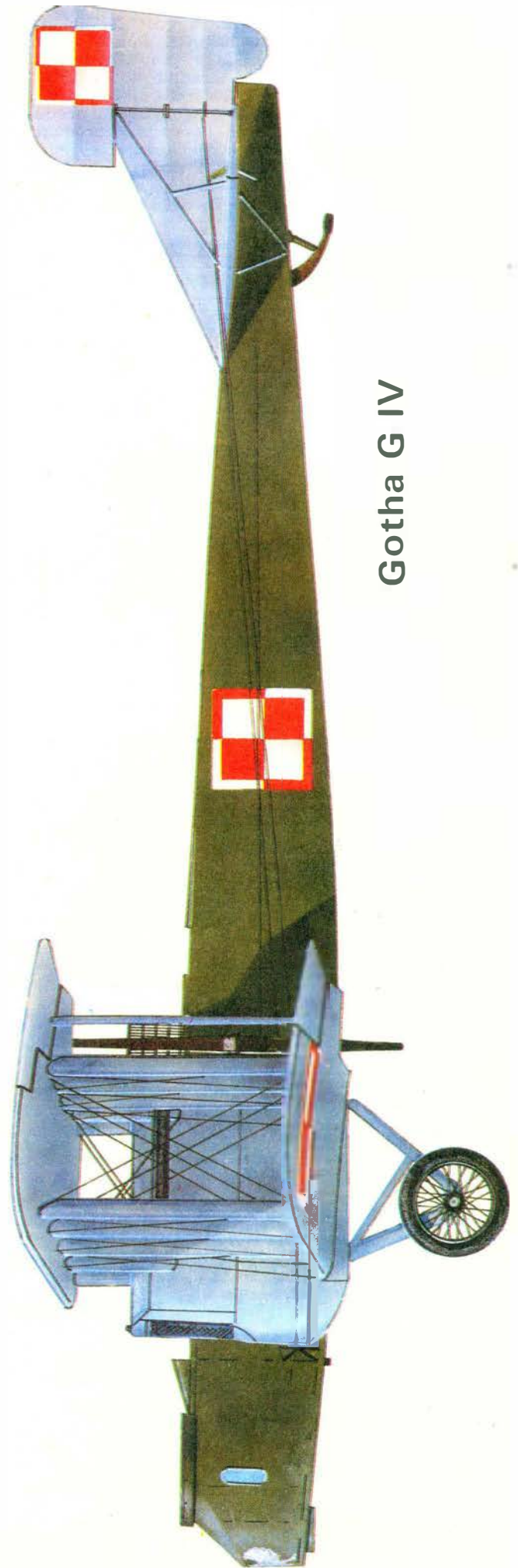
Описана работа авиаремонтных мастерских в Варшаве, во Львове и в Кракове в области авиационного производства, а также польские модификации самолетов Hannover CL-II, Бранденбург С-I, Оффлаг и LVG C-V



# Samoloty bombowe



Friedrichshafen G III



Gotha G IV