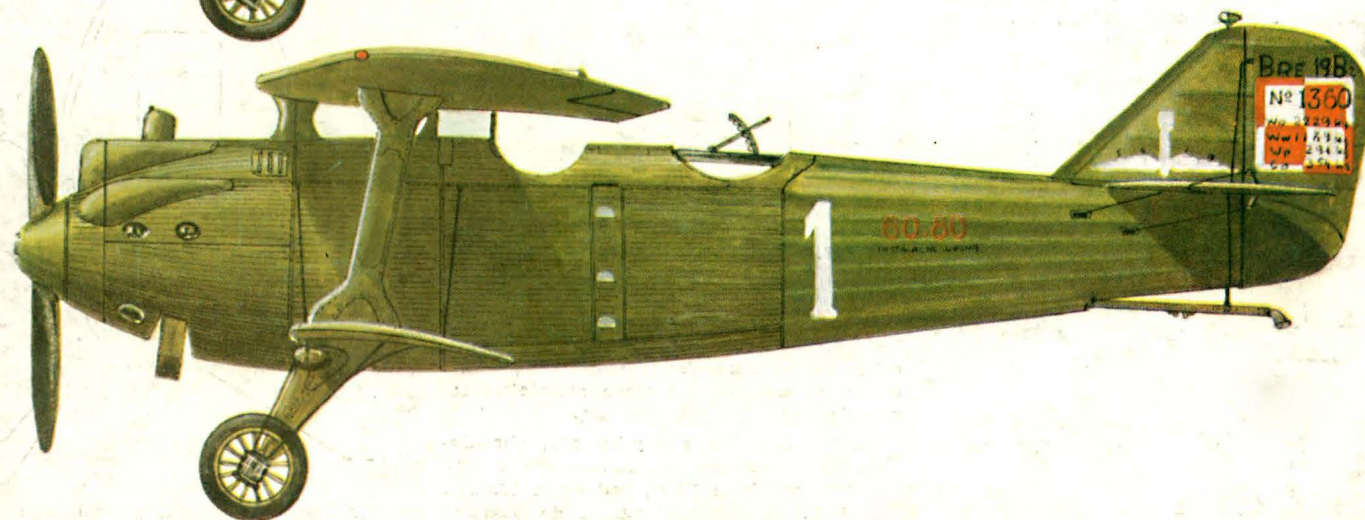
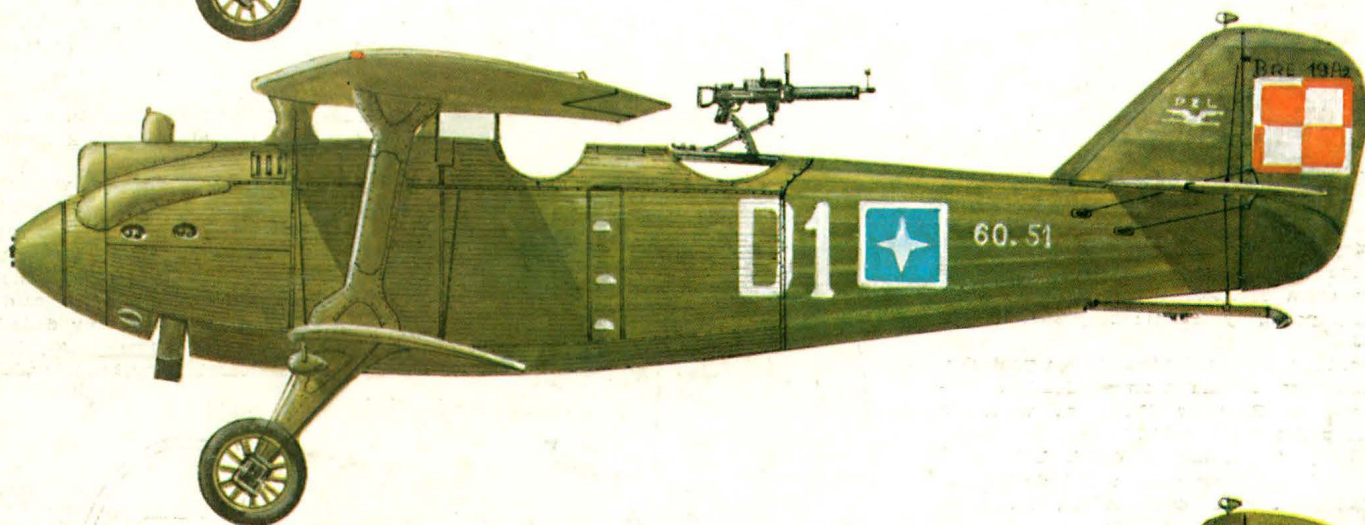
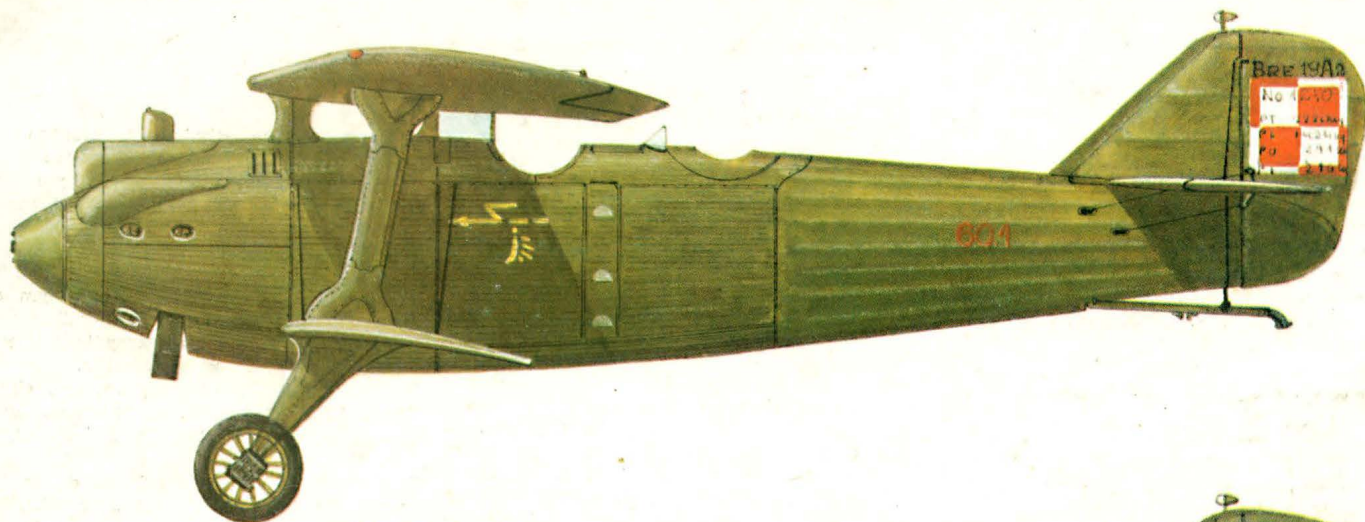


TECHNIKA

3'86

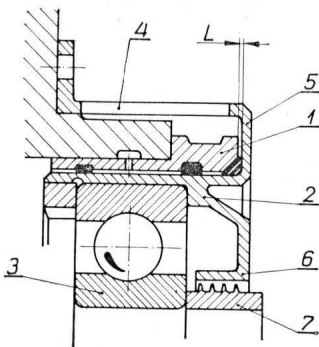
lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



● Instytut Lotnictwa w Warszawie zgłosił w Urzędzie Patentowym PRL do opatentowania **węzeł łożyskowania pędni** (autor Julian Fałęcki). Wynalazek znajduje zastosowanie w budowie maszyn przepływowych, zwłaszcza silników turbinowych. Konstrukcja węzła wg wynalazku umożliwia zachowanie małych wymiarów oraz elastyczne podparcie łożyska z tłumieniem ruchu poprzecznego i właściwym uszczelnieniem.

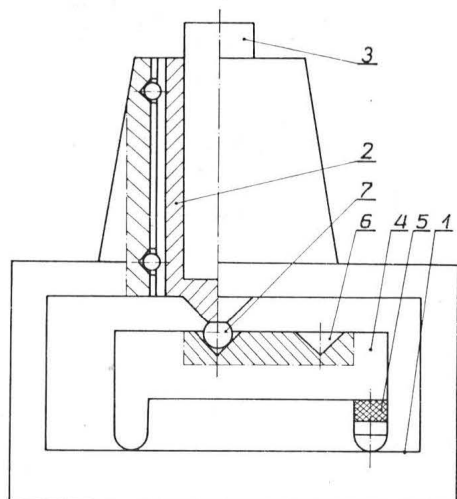
Węzeł łożyskowania pędni, w którym łożysko podparte jest elastycznie, z tłumieniem za pomocą oleju, składający się z obudowy łożyska i korpusu tłumika związanych z kadłubem silnika oraz pierścieni uszczelniających charakteryzuje się tym, że część obudowy 2, mianowicie jej zewnętrzna powierzchnia cylindryczna złożona z beleczek 4 utworzonych przez wycięcie wykonane w powłoce cylindrycznej i część 5 jej ściany czołowej stanowią element elastycznego podparcia łożyska 3, zaś w korpusie 1 tłumika olejowego, od strony wirnika, umieszczone są co najmniej dwa pierścienie uszczelniające przesłone olejową tłumika.



Również nieruchoma tuleja 6 uszczelnienia 7 łożyska 3 jest integralną częścią obudowy 2. Ponadto korpus 1 tłumika ma występy wchodzące luźno w otwory wykonane w ścianie 5 czołowej obudowy 2, przy czym zachowany jest pewien luz L osiowy pomiędzy czołami korpusu 1 i ścianą 5.

Skrót opisu patentowego wynalazku, chronionego trzema zastrzeżeniami, zamieszczono w BUP nr 15/1983 r., w klasie F02C, pod nrem P.234703.

● Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych zgłosił do opatentowania układ do pomiaru ciągu silnika odrzutowego, zwłaszcza



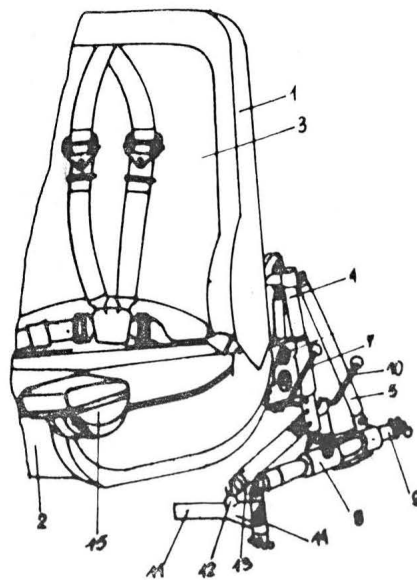
silnika raketowego (autor H. Dąbrowski). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie opracowania konstrukcji układu o dużym zakresie pomiarowym.

Układ ma element pośredni w postaci dźwigni 4 jednoramiennej, umieszczonej pomiędzy przesuwnie osadzoną tuleją 2, stanowiącą gniazdo dla hamowanego silnika 3, a czujnikiem siły 5. Końce dźwigni 4 opierają się o oporę 1, w tym jeden koniec poprzez czujnik siły 5. Dźwignia 4 zaopatrzona jest w kilka stożkowych wgłębieni 6, które stanowią wybiórcze punkty styku dźwigni 4, z końcówką kulistą 7 tulei 2 i pozwalają na zmianę względnych długości ramion dźwigni 4.

Skrót opisu wynalazku, chronionego dwoma zastrzeżeniami, podano w BUP nr 18/1983 r., w klasie G01L, pod nrem P.235075.

● WSK PZL-Swidnik zgłosiła w Urzędzie Patentowym PRL do ochrony wzór użytkowy na **fotel pilota statku powietrznego** (autor: Cz. Romanowski). Wzór rozwiązuje zagadnienie konstrukcji fotela, który miałby podczas lotu regulację pionową i poziomą.

Fotel zestawiony z nierozłącznego szkieletu skorupowego 1 siedziska 2 i oparcia 3, prowadnicy pionowej 4 połączonej przegubowo z podporą 5, prowadnika osadzonego na prowadnicy 4 (prowadnik połączony jest ze szkieletem skorupowym) i blokowany dźwignią 7 charakteryzuje się tym, że ma dwie prowadnice pionowe 4, połączone jednym końcem z podporami 5, natomiast drugim końcem prowadnice pionowe 4 oraz podpory 5 są połączone z tulejami 8, osadzonymi suwliwie na prowadnicach poziomych 9. Tuleje 8 są blokowane dźwignią 10. Prowadnice poziome 9 są połączone jednym końcem ze stójką 11, która jest zaopatrzona w zaczep 12 sprężyny 13 oraz na końcach w amortyzatory drgań 14. Do siedziska 2 szkieletu skorupowego 1 są zamocowane poduszki 15, mające niezależną regulację kątową oraz pionową.



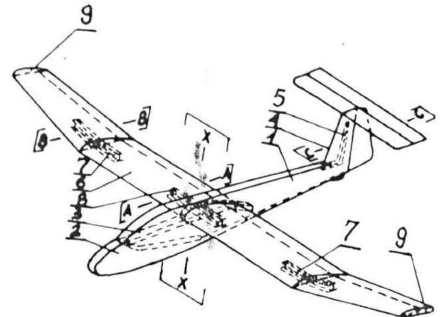
mych 9. Tuleje 8 są blokowane dźwignią 10. Prowadnice poziome 9 są połączone jednym końcem ze stójką 11, która jest zaopatrzona w zaczep 12 sprężyny 13 oraz na końcach w amortyzatory drgań 14. Do siedziska 2 szkieletu skorupowego 1 są zamocowane poduszki 15, mające niezależną regulację kątową oraz pionową.

Skrót opisu wzoru użytkowego, chronionego 3 zastrzeżeniami, opublikowano w BUP nr 3/1985, w klasie B64D, pod nrem W.72366.

● Autor W. Tragarz zgłosił do ochrony w Urzędzie Patentowym PRL wzór użytkowy na **latający model szybowca o powłoce**

skorupowej wykonanego z gładkiego materiału płaskiego, korzystnie z kartonu.

Kadłub szybowca 1, mający w przedniej części blok usztywniająco-wyważający 2, jest zaopatrzony w belkę nosową 3 umieszczoną poniżej otworów gniazda. Statecznik

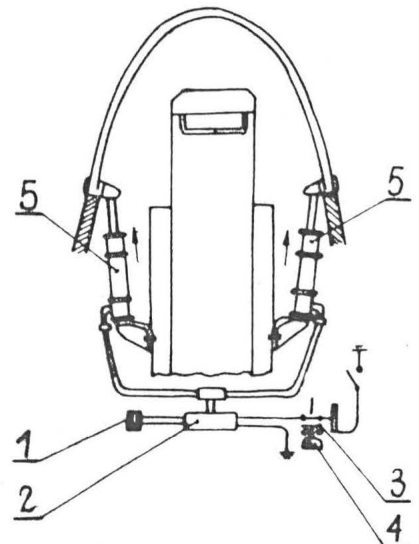


pionowy 4 ma dźwigar 5, którego jedna część jest umieszczona wewnątrz statecznika 4, a druga część jest przymocowana wewnątrz kadłuba 1. Skrzydło 6 ma dwa dźwigary 7 umieszczone w kesonie w miejscu połączenia centroplata z końcówkami oraz jeden dźwigar 8 umieszczony w środkowej części centroplata, przy czym dźwigary 7 i 8 są zamocowane wzdłuż rozpiętości skrzydła 6. Keson skrzydła 6 jest zamknięty z obu stron żebrami 9.

Skrót opisu wzoru użytkowego, chronionego 4 zastrzeżeniami, opublikowano w BUP nr 3/1985, w klasie A63H, pod nrem W. 72415.

● WSK PZL-Mielec zgłosiła do opatentowania w Urzędzie Patentowym PRL **układ zrzutu osłony kabiny samolotu** (autorzy: A. Gałaś, T. Kijańska, Z. Szczeciński). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie zwiększenia bezpieczeństwa lotu pilota samolotu z odrzucanymi osłonami kabiny przed katapultowaniem się.

Układ zrzutu osłony kabiny włączony w podstawową instalację sprężonego powietrza przez reduktor 1 i elektromagnetyczny zawór 2 uruchamiany jest przez mikrowyłącznik 3 krzywką 4 znanego układu odblokowania zamków osłony i tworzy przez dźwigniki pneumatyczne 5 niezależny dodatkowy przymusowy zrzut ruchomej osłony kabiny, działający skutecznie przy braku naciśnięcia.



Skrót opisu patentu, chronionego 2 zastrzeżeniami, zamieszczono w BUP nr 4/1985 w klasie B64C pod nrem P.243405.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XLI MARZEC 1986

TECHNIKA

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA

3'86

Krajowe materiały lotnicze

Mgr inż. **ANDRZEJ GLASS**

Częstokroć konstruktorom lotniczym stawia się wymagania stosowania krajowych materiałów, bowiem na materiały importowane niezbędne są dewizy, a ponadto trzeba je zamawiać odpowiednio wcześniej.

Lecz jakie mamy dziś lotnicze materiały krajowe? Przed II wojną światową podstawowymi materiałami krajowymi były drewno i stal. Było to przede wszystkim drewno sosnowe i świerkowe o dużej gęstości słoju, pochodzące z rejonów górskich. Tylko 20% selekcionowanego drewna nadawało się do celów lotniczych. Było go dość dużo i było tanie. Nie tylko krajowe potrzeby były zaspokajane, lecz sporo takiego drewna eksportowaliśmy. Dziś drewno trudniej jest uzyskać, brak jest drewna odpowiedniej jakości i jest drogie. Praktycznie biorąc nie jest to surowiec dostępny w większych ilościach i dlatego drewno trudno dziś nazwać krajowym surowcem lotniczym, zwłaszcza że zwykle używa się go łącznie ze sklejką lotniczą, której nie mamy.

Przed wojną produkowaliśmy sklejkę lotniczą wysokiej jakości. Przez pierwsze kilka lat po wojnie wykorzystywano u nas poniemieckie zapasy sklejki brzoźowej i bukowej. Później przez wiele lat importowaliśmy sklejkę lotniczą z Finlandii. Obecnie Finlandia kończy produkcję sklejki lotniczej, gdyż gwałtownie zmalało zapotrzebowanie na nią. W tej sytuacji drewno i sklejka lotnicza przestają się liczyć jako podstawowe materiały lotnicze.

Drugim krajowym materiałem lotniczym była zawsze u nas stal. Stal węglowa zawsze była w produkcji. Stale stopowe były produkowane na potrzeby lotnictwa w ograniczonych ilościach, lecz były osiągalne. Przed wojną tylko nieliczne gatunki stali stopowych importowano. Po wojnie początkowo wykorzystywano zapasy stali chromomolibdenowej pozostawione przez okupanta. Później zastąpiono ją stalą chromo-manganowo-krzemową (chromansil), najpierw importowaną, następnie produkowaną w kraju. Ostatnio wchodzi u nas do użycia stale stopowe wyższej jakości typu maraging, których produkcja w kraju już się rozpoczęła. Dlatego stal nadal możemy zaliczać do krajowych materiałów lotniczych.

Kolejnym lotniczym materiałem konstrukcyjnym jest dural. Przed wojną blachy duralowe sprowadzaliśmy z Francji. Własnej produkcji mieliśmy blachy aluminiowe i niewielkie ilości duralu. Po wojnie przemysł lotniczy importował blachy i wyroby duralowe ze Związku Radzie-

ckiego. Z czasem została uruchomiona krajowa produkcja duralu. Ograniczenie produkcji aluminium w Polsce w ostatnich latach spowodowało, że blachy i inne półfabrykaty duralowe znów importujemy. W tej sytuacji dural nie jest wyrobem krajowym, choć jest osiągalny.

Materiałem stosowanym od kilkadziesiąt lat w lotnictwie jest tytan. Używany jest nie jako zasadniczy materiał konstrukcyjny, lecz jako dodatkowy przy duralu. Mamy go tylko z importu.

Prócz konstrukcji lotniczych drewnianych, mieszanych (drewno i stal) oraz metalowych (dural) w budowie szybowców, samolotów i śmigłowców rozpowszechniła się konstrukcja kompozytowa. Jej najczęściej spotykaną u nas odmianą jest konstrukcja laminatowo szklano-epoksydowa. Jej składniki to żywica epoksydowa oraz włókno i tkanina szklana. Produkujemy żywice epoksydowe dobrej jakości. Natomiast włókno szklane na szybowce czy łopaty wirników śmigłowców dotychczas importujemy, mimo że jest ono produkowane w kraju. Przyczyny tego są następujące. Początkowo miało ono niewłaściwą apreturę, nie zapewniającą dobrego przyklejania się doń żywicy. Lecz tę trudność już pokonano. Jednakże uruchomiono produkcję włókien o większej gramaturze (grubszych i cięższych) niż potrzebne dla lotnictwa. Znalazły one zastosowanie w przemyśle stoczniowym, meblarskim, środków transportu drogowego i szynowego itp. Dopiero ostatnio wzrost zapotrzebowania na włókno i tkaniny wyższej jakości doprowadził do wyprodukowania pierwszych partii włókna i tkanin przydatnych do celów lotniczych. Rozpoczęcie tej produkcji spowodowało, że laminat szklany staje się u nas krajowym materiałem lotniczym.

Na świecie coraz większe zastosowanie w lotnictwie znajdują kompozyty z włóknem z kevlaru oraz z włóknem węglowym. U nas materiały te, ze względu na trudności importowe, mogą być tylko wykorzystywane w konstrukcjach doświadczalnych.

Ten krótki przegląd sytuacji w dziedzinie materiałów lotniczych wskazuje, iż w najbliższym czasie laminat szklany zajmie u nas miejsce drewna. Oznacza to, że do konstrukcji lotniczych, prócz importowanego duralu, będziemy stosować materiały krajowe: stal i szklany laminat. Laminat może więc nie tylko utrzymać się w konstrukcji naszych szybowców, lecz także znaleźć szersze zastosowanie w samolotach sportowych, rolniczych i śmigłowcach.



BELGIA

● Kolejnym przewoźnikiem narodowym, nad którym zmniejsza się kontrola państwa, jest Sabena. Udział państwa, jeśli chodzi o posiadanie akcji, ma się zmniejszyć z 54% do 25%. (A. et C. 1068)



FRANCJA

● Airbus Industrie przekroczył liczbę 500 sprzedanych samolotów (24 października 1985 r. sprzedano 501. samolot transportowy konsorcjum). (A. et C. 1068)

● Proponowana jest wersja aerobusu A.300-600R o zasięgu przedłużonym do 7800 km, przy standardowej pojemności 267 miejsc. Wprowadzono jednak pewne modyfikacje, zastosowane uprzednio na A.310-300, tj. kompozytowy statecznik pionowy i wyważające zbiorniki paliwowe w statecznikach poziomych. (AviMag 907)

● 9 listopada wzleciał do pierwszego próbnego lotu samolot treningowy Epsilon z silnikiem turbośmigłowym Turbomeca TP 319 o mocy 331 kW (450 KM), będący rozwinięciem silnika napędzającego śmigłowce Aerospatiale Ecureuil. (AviMag 907)

● Po USA i Wielkiej Brytanii, Francja przygotowała śmigłowentylator, który przechodzi badania tunelowe. Ma on średnicę 1 m i 12 łopat, przewidywana prędkość obrotowa — 4200 obr./min, przy której końcówki łopat osiągają prędkość 200 m/s. Przewidywany jest do napędu samolotów o prędkości $Ma = 0,75$. (A. et C. 1073)



SZWAJCARIA

● Do prób porównawczych, przed zakupem nowego samolotu treningowego, wybrano Alpha Jeta i Hawk. We wstępnej konkurencji odpadły: hiszpański C-101 Aviojet i włoski MB-339. Obecnie używane są w Szwajcarii samoloty treningowe Hawker Siddeley Vampire. (A. et C. 1065)



USA

● Boeing podjął prace nad systemem wylotowym silnika turboodrzutowego do samolotu bojowego, mającym pełnić aż trzy funkcje: regulacji ciśnienia gazów wylotowych, odwracania ciągu i zmiany kierunku ciągu (sterowanie wektorem ciągu). (A. et C. 1066)

● Siedem wytwórni lotniczych zostało powołanych przez Pentagon do przedstawienia propozycji rozwoju samolotu, który zastąpi w przyszłości McDonnell Douglas F-15 Eagle (program ATF). Wybór zostanie dokonany w 1989 r., by prototyp mógł zacząć próby w locie w 1991 r. (A. et C. 1066)

● 15 października ub. r. zaczął próby w locie — z półrocznym opóźnieniem — prototyp dwusilnikowego odrzutowego samolotu treningowego Fairchild T-46. Przyszłość programu nadal jest pod znakiem zapytania. (A. et C. 1067)

● Rozpoczęto konstrukcję pionowzlotu z przestawialnymi silnikami V-22 (w ramach programu JVX), rozwijanego przez Bell Helicopter Textron i Boeing Vertol. Przewiduje się, że wzleci on na początku 1988 r. (A. et C. 1067)

● Podano pewne szczegóły przygotowywanej, powiększonej wersji Boeinga 747-400. Rozpiętość skrzydeł zostanie zwiększona z 59,6 do 64,67 m; skrzydła zostaną też wyposażone w rozpraszacze wirów na końcówkach (winglets) 1,8 m. Napęd będą stanowiły 4 silniki PW.4000 lub CF6-80C2 lub RB.211-524D4 — o zwiększonym ciągu do 249 kN (25 400 kG). Masa maks. wzrośnie z 378 do 385 Mg. Dzięki mniejszemu oporowi aerodynamicznemu (kończówki winglets) zmniejszy się o ok. 10—12% zużycie paliwa, a ponieważ będzie go w wersji 747-400 więcej (dodatkowe 11 300 dm³ w statecznikach poziomych) — oblicza się, że zasięg samolotu wzrośnie do ok. 13 000 km z 412 pasażerami na pokładzie. Kabina załogi zostanie wyposażona do obsługi dwuosobowej (FFCC). Po zebraniu 10 zamówień program zaczęto realizować i planuje się przygotowanie pierwszego egzemplarza na pierwszy kwartał 1988 r. (A. et C. 1067)

● Dwusilnikowe aerobusy towarzystwa PAN-AM będą wykonywać przeloty transatlantyczne na linii Nowy Jork — Shannon począwszy od kwietnia 1988 r. (A. et C. 1066)

● Przewiduje się koncentrację transportu lotniczego. W ciągu najbliższych 5 lat liczba przewoźników wykonujących 85÷90% przewozów amerykańskich ma zmniejszyć się z 12 do 6. Z ogólnej liczby 85 przewoźników licencjonowanych przez FAA, ma pozostać tylko 20÷30. (A. et C. 1067)

● Centrum badawcze NASA Ames wyposaża się w jeden z najsilniejszych, o ile nie najsilniejszy, superkomputer Cray 2 model 202 o zdolności 250 mln operacji na sekundę. Jest to pierwszy krok w kierunku utworzenia supercentrum obliczeniowego dla badaczy, System NAS, o zdolności 1 mld operacji na sekundę. (A. et C. 1065)



W. BRYTANIA

● Po uwzględnieniu wszystkich zamówień do końca 1985 r., samoloty Panavia Tornado będą produkowane co najmniej do 1992 r. (A. et C. 1064)

● Głośna przeróbka samolotów Lockheed 1011 TriStar na odmianę tankującą dla RAF okazała się bardziej złożona niż przewidywano. W wyniku tego zakup 6 tych samolotów od British Airways spotkał się z ostrą krytyką. (A. et C. 1066)

● Samoloty Tornado F2 ADV (wersja obrony powietrznej) będą wyposażone w nowe kamery wideo, rejestrujące obraz widziany przez pilota przez wskaźnik przedni na przedniej szybie (HUD). Będą to kamery Ferranti, o mocy pobieranej 4 VA i czasie rejestracji ok. 2 h. Dotychczasowe kamery filmowe pobierały 20 VA i umożliwiały rejestrację 10 min na taśmie filmowej. (A. et C. 1066)

● Na samolocie obserwacyjnym Edgley EA7 Optica jest badana kamera termiczna IR 18 Mk.2 na podczerwień. Obraz emitowany jest na ekranie w kabinie. Umieszczona na platformie bezwładnościowej ka-

mera ma kąt obserwacji 38° w poziomie i 25,5° w pionie i jest wyposażona w teleteleobiektyw zblizający 6-krotnie. Głównym elementem jest odbiornik promieniowania podczerwonego w pasmie 8÷13 mikronów. System jest chłodzony sprężonym powietrzem z butli montowanej przed startem i umożliwia 2 h nieprzerwanej pracy. (A. et C. 1067)

● W Marconi Defence Systems utworzono nowy wydział, który ma zająć się opracowaniem systemów osłabiających odbijane sygnały optyczne i elektromagnetyczne, służące do obserwacji i pomiarów celów i obiektów. Rozwijane będą m.in. materiały pochłaniające promieniowanie radarowe, ale prace mają zacząć się od dokładnego zbadania właściwości różnych promieniowań, ich interakcji z różnymi materiałami, właściwości czujników promieniowań i środków walki radioelektronicznej. (A. et C. 1066)

● Rolls Royce wystąpił do rządu o dotację 100 mln funtów na skonstruowanie napędu śmigłowentylatorowego (propfan) z dwoma przeciwbieżnymi śmigłowentylatorami do dalekodystansowych samolotów transportowych. Zapowiedziano, że prototyp takiej jednostki napędowej mógłby zacząć próby już za dwa lub trzy lata. Prace projektowe i wstępne prace badawcze prowadzone są już od dłuższego czasu; projekt i makietę zaprezentowano mniej więcej w takim samym czasie, jak amerykańskiego Un-Ducted Fana (A. et C. 1067)

● Przewiduje się oddanie pod kontrolę prywatną Brytyjskich Władz Portów Lotniczych (British Airport Authority) od jesieni 1986 r. (A. et C. 1067)

● Po przebudowaniu przez Marshall of Cambridge, pierwszy z odkupionych od British Airways sześciu samolotów Lockheed-1011 Tristar — już jako transportowo-tankujący Tristar Kmk 1 — został dostarczony do Royal Air Force. Cztery z tych samolotów będą wyposażone w drzwi towarowe 140×104 cm. (AWAST 3/123)



WŁOCHY

● W operacji przechwycenia nad wodami eksterytorialnymi Morza Śródziemnego Boeinga 737 linii Egyptair, wiozącego palestyńskich porywaczy promu Achille Lauro, wzięły udział 4 myśliwce bombardujące Grumman F-14 Tomcat, 2 samoloty kontrole obszarów Grumman E-2C Hawkeye i 2 samoloty tankujące Grumman KA-6 (wersja Intrudera) — z lotniskowca Saratoga. (A. et C. 1065)

OGÓLNE

● Koncerny Aerospatiale (Francja), Aeritalia (Włochy), British Aerospace (Wielka Brytania), CASA (Hiszpania) i MBB (RFN) podpisały umowę o wspólnych programach, obejmujących aerodynamikę, nowe materiały, awionikę i in. związane z przemysłem lotniczym i kosmonautycznym. Przewiduje się dalsze zacieśnianie współpracy europejskiej w tych dziedzinach. (A. et C. 1067)

Wyniki eksploatacji pod względem wskaźnika awaryjności sprzętu

Mgr inż. JAN KUJAWA

W 1972 r. w PLL LOT ujednolicono system rejestracji usterek, a w miarę upływu czasu wprowadzano coraz głębszą analizę podstawowych nieprawidłowości występujących w eksploatacji samolotów.

W tabl. 1÷6 przedstawiono wyniki eksploatacyjne pod kątem występujących usterek. W tabl. 1 podano dane o liczbie usterek wykrytych podczas 1000 h lotu — tzw. współczynnik $K_{1000 L}$. Z danych zawartych w tabl. 1 wynika, że wraz ze starzeniem się sprzętu rośnie liczba usterek wykrytych podczas lotu. W tabl. 2÷6 podano następujące dane dla każdego typu samolotu eksploatowanego w latach 1972÷1982:

- liczbę samolotów danego typu,
- całkowitą liczbę wylatanych godzin w roku,
- liczbę wykonanych lądowań w roku,
- całkowitą liczbę zarejestrowanych usterek dla danego typu samolotu,
- wskaźnik awaryjności $K_{1000 L}$ (suma liczby usterek wykrytych w czasie przeglądów oraz podczas 1000 h lotu),
- liczbę przerwanych rejsów z powodu usterek samolotu,
- liczbę lądowań z nie pracującym silnikiem,
- liczbę wymontowanych silników z nie dopracowanym rezurem międzyremontowym.

Posługując się tabl. 1 i 2÷6 można obliczyć następujące wskaźniki dla poszczególnych typów samolotów.

Samolot Il-18

● Liczba usterek wykrytych w czasie lotu na jeden wykonany lot:

- dla najlepszego 1972 r. wynosi 0,11,
- dla najgorszego 1982 r. wynosi 0,28.

● Średnia liczba przerwanych rejsów na 1000 startów wynosi 2,06.

● Średnia liczba lądowań z nie pracującym silnikiem na 1000 lądowań wynosi 0,27.

TABLICA 1. Wskaźnik awaryjności w locie $K_{1000 L}$ (Liczba usterek wykrytych podczas 1000 h lotu)

Rok	Il-62M	Il-62	Tu-134A	Il-18	An-24
1972	—	101,0	55,50	60,5	58,0
1973	—	81,0	68,30	85,0	66,0
1974	—	102,40	78,50	95,20	74,10
1975	—	131,50	84,50	91,10	82,60
1976	—	117,10	84,10	93,80	95,10
1977	—	96,10	82,41	88,63	92,79
1978	—	91,21	93,94	77,98	86,07
1979	79,35	106,83	94,95	78,82	93,30
1980	56,02	95,46	111,73	104,85	93,38
1981	63,38	126,64	106,65	122,20	125,60
1982	130,14	175,28	115,20	147,70	149,70

TABLICA 2. Il-18

Rok	Średnia liczba samolotów w roku	Liczba wylatanych godz.	Lądowania	Liczba usterek	$K_{1000 L}$	Przerwane loty	Lądowanie z niesprawnym silnikiem	Silniki wymontowane z powodu usterek
1972	8	13 380	7 512	1 014	76,0	11	5	1
1973	8	11 316	7 895	1 671	147,8	14	3	8
1974	8	10 897	6 033	1 708	156,9	13	2	10
1975	8,75	14 361	7 750	2 120	147,6	13	1	9
1976	9	13 569	6 787	1 947	134,5	16	2	5
1977	9	12 535	6 981	1 635	130,4	22	2	5
1978	9	13 581	7 234	1 645	121,1	6	1	3
1979	9	12 471	7 229	1 560	125,1	7	0	5
1980	9	13 133	7 448	2 167	165,0	18	1	4
1981	9	9 631	5 952	2 164	224,7	20	2	5
1982	9	7 143	3 770	1 827	255,8	14	1	2
Razem		132 017	74 591	19 458	147,39	154	20	57

● Średnia liczba silników wymontowanych z powodu usterek na 1000 h lotu wynosi 0,43.

Samolot An-24

● Liczba usterek wykrytych w czasie lotu na jeden wykonany lot:

- dla najlepszego 1972 r. wynosi 0,05,
- dla najgorszego 1982 r. wynosi 0,14.

● Średnia liczba przerwanych rejsów na 1000 startów wynosi 1,17.

TABLICA 3. An-24

Rok	Średnia liczba samolotów w roku	Liczba wylatanych godz.	Lądowania	Liczba usterek	$K_{1000 L}$	Przerwane loty	Lądowanie z niesprawnym silnikiem	Silniki wymontowane z powodu usterek
1972	14,4	20 347	20 200	1 430	70,6	30	3	14
1973	15	20 513	23 589	2 171	106,0	32	2	8
1974	16,3	17 724	20 769	2 006	112,8	18	2	11
1975	17	19 688	23 700	2 412	122,5	32	1	9
1976	17	20 435	25 529	2 820	138,0	29	0	8
1977	17,3	21 931	27 935	3 027	138,0	18	1	4
1978	17,3	21 622	27 013	2 672	123,6	26	0	3
1979	17	20 944	24 528	2 834	135,3	29	1	5
1980	17	22 542	25 904	3 398	150,7	21	2	2
1981	16	17 396	20 015	3 348	192,5	44	0	4
1982	16	10 650	11 760	2 750	258,2	16	0	4
Razem		213 792	252 942	28 874	135,05	295	12	72

TABLICA 4. Tu-134 — Tu-134A od 1973 r. (od kwietnia 1982 r. tylko Tu-134A)

Rok	Średnia liczba samolotów w roku	Liczba wylatanych godz.	Lądowania	Liczba usterek	$K_{1000 L}$	Przerwane loty	Lądowanie z niesprawnym silnikiem	Silniki wymontowane z powodu usterek
1972	5	5 768	3 750	415	72,0	8	1	12
1973	7,25	9 332	6 374	901	97,5	12	3	6
1974	8	9 251	6 066	1 099	118,8	6	1	8
1975	8	9 943	6 684	1 339	134,7	14	1	6
1976	8,43	11 875	8 470	1 721	144,9	7	2	6
1977	10,4	14 161	9 398	1 801	127,7	13	2	8
1978	10,9	15 520	10 207	2 170	139,8	17	1	6
1979	12	17 115	11 249	2 360	137,9	15	1	11
1980	11	14 982	9 617	2 371	158,3	23	1	14
1981	11	12 761	8 308	2 034	159,4	11	0	10
1982	8	3 420	2 117	678	198,2	7	3	5
Razem		124 128	82 240	16 889	136,06	133	16	92

TABLICA 5. Il-62

Rok	Średnia liczba samolotów w roku	Liczba wylatanych godz.	Lądowanie	Liczba usterek	$K_{1000 L}$	Przerwane loty	Lądowanie z niesprawnym silnikiem	Silniki wymontowane z powodu usterek
1972	1,5	1 733	862	229	132,0	2	—	—
1973	2,75	4 085	1 476	743	182,0	3	—	2
1974	3,38	5 489	1 909	1 138	207,5	4	—	5
1975	5	7 054	2 606	1 789	253,6	5	3	4
1976	4,63	8 465	2 925	1 815	214,4	13	3	7
1977	6,53	10 968	3 784	1 864	169,9	5	4	11
1978	7	13 475	4 314	2 016	144,6	17	5	13
1979	7	13 198	3 923	2 339	177,2	13	4	10
1980	6,2	10 696	3 182	1 743	163,0	14	5	10
1981	6	5 922	2 315	1 273	215,0	6	0	7
1982	4,75	1 084	471	390	359,8	6	0	1
Razem		82 169	27 761	15 339	186,6	88	24	70

TABLICA 6. II-62M

Rok	Średnia liczba samolotów w roku	Liczba wylatanych godz.	Ładowanie	Liczba usterek	$K_{1000 L}$	Przerwane loty	Ładowanie z niesprawnym silnikiem	Silniki wymontowane z powodu usterki
1979	0,67	1 588	485	160	100,3	0	0	1
1980	2,08	4 659	1 248	427	91,6	3	0	3
1981	4,47	9 355	2 372	926	99,0	2	0	3
1982	5	4 627	1 182	965	208,5	4	2	6
Razem		20 229	5 287	2 478	122,5	9	2	13

● Średnia liczba lądowań z nie pracującym silnikiem na 1000 lądowań wynosi 0,047.

● Średnia liczba silników wymontowanych z powodu usterki na 1000 h lotu wynosi 0,34.

Samolot Tu-134A

● Liczba usterek wykrytych w czasie lotu na jeden wykonany lot:

- dla najlepszego 1972 r. wynosi 0,085,
- dla najgorszego 1982 r. wynosi 0,19.

● Średnia liczba przerwanych rejsów na 1000 startów wynosi 1,6.

● Średnia liczba lądowań z nie pracującym silnikiem na 1000 lądowań wynosi 0,19.

● Średnia liczba silników wymontowanych z powodu usterki na 1000 h lotu wynosi 0,74.

Samolot II-62

● Liczba usterek wykrytych w czasie lotu na jeden wykonany lot:

- dla najlepszego 1973 r. wynosi 0,22,
- dla najgorszego 1982 r. wynosi 0,40.

● Średnia liczba przerwanych rejsów na 1000 startów wynosi 3,17.

● Średnia liczba lądowań z nie pracującym silnikiem na 1000 lądowań wynosi 0,86.

● Średnia liczba silników wymontowanych z powodu usterki na 1000 h lotu wynosi 0,85.

Samolot II-62M

● Liczba usterek wykrytych w czasie lotu na jeden wykonany lot:

- dla najlepszego 1980 r. wynosi 0,21,
- dla najgorszego 1982 r. wynosi 0,51.

● Średnia liczba przerwanych rejsów na 1000 startów wynosi 1,7.

● Średnia liczba lądowań z nie pracującym silnikiem na 1000 lądowań wynosi 0,38.

● Średnia liczba silników wymontowanych z powodu usterki na 1000 h lotu wynosi 0,64.

Zestawienie powyższych wyliczeń przedstawiono w tabl. 7.

TABLICA 7

Typ samolotu	Najlepszy rok	Najgorszy rok	Przerwany lot na 1000 startów	Nie pracujący silnik na 1000 lądowań	Wymontowany silnik na 1000 h	Liczba punktów karnych
II-18	0,11	0,28	2,06	0,27	0,43	15
An-24	0,05	0,14	1,17	0,047	0,34	5
Tu-134A	0,085	0,19	1,6	0,19	0,74	12
II-62	0,22	0,40	3,17	0,86	0,85	24
II-62M	0,21	0,51	1,7	0,38	0,64	19

TABLICA 8. Wskaźnik awaryjności $K_{1000 L}$ dla samolotów eksploatowanych w przedsiębiorstwach-członkach Umowy Berlińskiej

Przedsiębiorstwo	Typ samolotu	1977 r.	1978 r.	1979 r.	1980 r.	1981 r.
Interflug	II-62	164	170	—	160	162
	Tu-134	135	121	—	95	139
	II-18	124	120	—	125	168
CSA	II-62	181	144	157	191	171
	Tu-134	171	145	144	162	139
	II-18	223	235	176	194	144
Malev	Tu-134	119	95	144	131	138
	II-18	115	131	204	172	202
Balkan	Tu-134	150	159	160	149	143
	II-18	109	138	132	108	106
	An-24	104	111	115	81	98

Ostatnia rubryka pokazuje, który typ samolotu wg przyjętych kryteriów jest najlepszy w eksploatacji, a który najgorszy. Wg tych kryteriów najlepszym typem samolotu jest An-24, a najgorszym II-62.

Do porównania wyników eksploatacji tego samego sprzętu latającego pod względem wskaźnika awaryjności na 1000 h lotu $K_{1000 L}$, w tabl. 8 podano dane z przedsiębiorstwa-członka Umowy Berlińskiej z lat 1977-1981.

Z porównania tabl. 2-6 i tabl. 8 wynika, że uzyskiwane przez PLL LOT wyniki eksploatacyjne pod względem wskaźnika awaryjności sprzętu są całkowicie porównywalne z wynikami uzyskiwanymi przez przedsiębiorstwa-członków Umowy Berlińskiej.

Porównanie wykorzystania oraz wskaźników awaryjności sprzętu PLL LOT z jugosłowiańskim przedsiębiorstwem lotniczym JAT, eksploatującym samoloty produkcji amerykańskiej typu DC-9, B-727 i B-707 (dane dotyczą okresu od lutego do czerwca 1975 r.) przedstawiono w tabl. 9 i 10. Z porównania średnich dziennych nalotów wynika, że JAT

TABLICA 9

Towarzystwo lotnicze	Typ samolotu	Nalot, h	Średni dzienny nalot na jeden samolot	Średnia liczba samolotów
JAT	DC-9	11 020	5,65	13
	B-727	3 530	4,71	5
	B-707	3 650	6,08	4
PLL LOT	II 62	2 702	3,60	5
	Tu-134A	3 907	3,26	8
	II-18	5 758	4,52	8,5

eksploatował średnio o ok. 44% intensywniej każdy samolot, natomiast wskaźnik awaryjności na 1000 h lotu $K_{1000 L}$ był dla naszych samolotów znacznie korzystniejszy (tabl. 10).

Z powodu braku odpowiednich danych nie można porównać liczby usterek wykrytych podczas lotu i liczby usterek wykrytych podczas przeglądów okresowych (w przedsiębiorstwie JAT). Dlatego też wyciąganie daleko idących wniosków z danych zawartych w tabl. 10 jest niewskazane.

TABLICA 10

Grupa Urządzeń	Liczba usterek na 1000 h lotu					
	PLL LOT			JAT		
	II-62	Tu-134 Tu-134A	II-18	DC-9	B-727	B-707
Klimatyzacja	3,3	3,0	7,0	12,3	9,1	2,7
Urządzenia automatycznego pilotażu	2,96	5,1	5,1	8,4	8,8	3,6
Wypożyczenie radiowo	32,13	13,5	17,6	20,1	14,2	19,2
Układ zasilania energią elektryczną	7,4	5,8	3,6	2,6	8,5	10,4
Urządzenia bytowe	5,1	5,1	10,5	16,1	37,1	15,1
Urządzenia przeciwpożarowe	1,8	—	1,2	0,5	3,1	1,6
Stworzenie samolotem	7,4	5,1	2,4	3,8	12,7	1,1
Instalacja paliwowa	9,6	7,4	4,5	7,2	5,1	12,9
Instalacja hydrauliczna	2,6	3,8	2,3	1,8	15,0	3,3
Instalacja przeciwooblodzeniowa	2,2	3,3	5,8	4,3	5,4	4,4
Przyrządy	3,3	5,3	3,8	9,7	6,8	2,5
Podwozie	8,5	7,6	7,5	15,9	14,2	11,2
Oświetlenie	57,0	17,6	8,2	16,9	42,8	12,6
Urządzenia nawigacyjno-pilotażowe	54,7	23,5	26,2	60,6	44,5	34,0
Urządzenia bytowe	0,37	1,5	0	5,0	10,8	5,8
Sprężenie powietrze	—	—	—	2,7	—	6,0
Instalacja wodno-kanalizacyjna	1,85	2,04	1,09	3,2	4,5	14,8
Pomoocniczy zespół napędowy	0,74	1,2	3,7	8,2	1,7	—
Drzwi i luki	—	—	—	11,7	4,8	5,8
Kadłub	2,3	0,25	0,7	0,6	0,8	0,5
Gondole	—	—	—	—	0,6	—
Usterzenie ogonowe	—	—	—	0,1	0,6	—
Okna	0,74	0,25	0	2,1	2,0	0,5
Skrzydło	—	0,25	3,1	0,4	—	0,3
Śmigło	—	—	1,0	—	—	—
Pokrywy i mocowanie silnika	4,8	0,51	2,1	0,4	2,0	—
Silnik	0,37	0,76	0,5	1,6	1,7	2,5
Instalacja paliwowa silnika	5,9	1,2	2,3	7,6	1,4	3,0
Zapłon	—	—	0	0,2	0,8	1,6
Układ powietrzny silnika	—	—	0	0,7	0,3	1,1
Stworzenie silnikiem	—	—	0	1,0	2,3	3,0
Kontrola pracy silników	2,96	2,5	2,1	6,4	5,4	8,8
Układ wylotowy gazów	13,3	0,76	0	8,1	8,5	6,6
Układ olejowy	7,4	2,8	12,2	4,4	11,6	8,8
Zapuszczanie	1,85	0,25	1,9	0,5	—	4,1
Razem	240,57	120,4	141,5	247,1	275,4	207,9

Badanie kompozytów ablacyjnych na osnowie Fe-Cu (II)

Mgr inż. RYSZARD KRÓL

Obliczenie niektórych parametrów ablacji miedzi

Odwzorowanie rozkładu temperatur w ścianie nagrzewanej próbki powstaje w wyniku rozwiązania równania nie ustalonej wymiany ciepła, bez wewnętrznych źródeł ciepła [32]:

$$a \nabla^2 T = \frac{\partial t}{\partial \tau}$$

gdzie:

$a = \frac{\lambda}{c_p \rho}$ — współczynnik wyrównania temperatury,

λ — przewodność cieplna,
 c_p — ciepło właściwe przy stałym ciśnieniu,
 ρ — gęstość.

Najbliższym modelem wymiany ciepła w próbce jest nie ustalona wymiana ciepła w płycie nieskończonej. Równanie wymiany ma postać:

$$a \frac{\partial^2 t}{\partial x^2} = \frac{\partial t}{\partial \tau}$$

i można je przedstawić wykreślnie (rys. 6) [20]. Warunki brzegowe równania są następujące:

- 1 — $\tau = 0$, x — dowolne, $t = t_{f_2}$,
- 2 — $\tau \rightarrow \infty$, x — dowolne, $t = t_{f_2}$,
- 3 — τ — dowolne, $x = \delta$,

$$\frac{\partial t}{\partial x} = \frac{h_T}{\lambda} (t_{f_1} - t), \text{ gdzie } h_T = a \text{ wg Wimpersa,}$$

- 4 — τ — dowolne, $x = 0$, $\frac{\partial t}{\partial x} = 0$

Po wprowadzeniu temperatury bezwymiarowej

$$Y = \frac{t_{f_1} - t}{t_{f_1} - t_{f_2}}$$

warunki brzegowe przyjmują postać:

- 1 — $\tau = 0$, x — dowolne, $Y = 1$,
- 2 — $\tau \rightarrow \infty$, x — dowolne, $Y = 0$,

- 3 — τ — dowolne, $x = \delta$, $\frac{\partial Y}{\partial x} = -\frac{h_T}{\lambda} Y(\delta)$,

- 4 — τ — dowolne, $x = 0$, $\frac{\partial Y}{\partial x} = 0$.

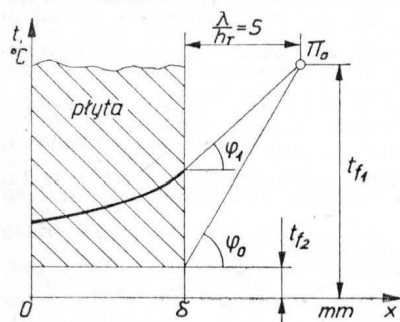
Rozwiązanie równania ma postać:

$$Y = \sum_1^{\infty} C_n e^{-\Phi_n^2 F_o} \cos\left(\Phi_n \frac{x}{\delta}\right)$$

gdzie:

$$C_n = \frac{2 \sin \Phi_n}{\Phi_n + \sin \Phi_n \cos \Phi_n}$$

Jeśli $F_o \geq 0,3$, za wynik rozwiązania Y można przyjąć pierwszy wyraz szeregu z błędem nie przekraczającym 1% [3]. Po ustaleniu przedziałów czasu i grubości warstwy Δx ,



Rys. 6. Graficzna postać równania nieustalonej wymiany ciepła w płycie nieskończonej

w zależności od liczby Biota $Bi = \frac{h_T \delta}{\lambda}$ odczytuje się stabilizowaną wartość pierwiastka charakterystycznego Φ_n^2 .

Liczba Fouriera jest równa $F_o = \frac{a \tau}{\delta^2}$.

Za pomocą temperatury bezwymiarowej Y można określić temperaturę t na określonej głębokości x :

$$t = t_{f_1} - Y(t_{f_1} - t_{f_2})$$

Zależność ta określa rozkład temperatur w ścianie próbki podczas nagrzewania w funkcji czasu, do osiągnięcia temperatury topnienia miedzi 1083°C. Powyższe zagadnienie rozwiązuje się przy użyciu EMC.

Od chwili osiągnięcia temperatury topnienia miedzi w kompozytach stalowo-miedzianych rozpoczyna się proces ablacji, który dzieli materiał kompozytu na trzy strefy:

— strefa przed frontem ablacji malejąca w kierunku przesuwania się frontu ablacji z prędkością u_a ,

— strefa ablacji,

— strefa zjawisk cieplnych za frontem ablacji, gdzie stan fizyczny jest trudny do określenia zależnościami matematycznymi.

Ablacja kompozytu o szkielecie stalowym wypełnionym miedzią pochłania energię cieplną Q_c obejmującą energię nagrzewania kompozytu Q_n do temperatury ablacji i energię topnienia miedzi Q_t :

$$Q_c = Q_n + Q_t = mct + m_{Cu} c_t$$

Przyjmując masę kompozytu 1 kg, mamy masę miedzi $m_{Cu} = 0,29$ kg. Przyrost temperatury od temperatury otoczenia $t_1 = 20^\circ\text{C}$ do temperatury topnienia miedzi $t_2 = 1083^\circ\text{C}$ wynosi $t = 1063^\circ\text{C}$. Ciepło właściwe kompozytu c żelazo—miedź wynosi:

$$c = c_{Fe} q_{Fe} + c_{Cu} q_{Cu} = 0,594 \text{ kJ/kg} \cdot \text{deg}$$

Ciepło pochłonięte przez kompozyt do chwili całkowitego stopienia miedzi wynosi:

$$Q_c = 1 \text{ kg} \cdot 0,594 \text{ kJ/kg deg} \cdot 1063 \text{ deg} + 0,29 \text{ kg} \times \times 211,852 \text{ kJ/kg} = 693,869 \text{ kJ}$$

Należy zauważyć, że ilość pochłoniętego ciepła na rzecz topienia miedzi stanowi jedynie ok. 10% ogólnej ilości ciepła pochłoniętego na nagrzewanie i topienie. Gdy uwzględnimy ciepło rozproszone przez badany kompozyt, część ciepła zużyta na topienie miedzi okaże się jeszcze mniejsza.

Ostatecznie należy stwierdzić, że zdolność pochłaniania ciepła przez kompozyt żelazo—miedź w układzie ochrony cieplnej jest nieznaczna, co pozostaje w zgodności z [31].

Przepływ miedzi wewnątrz porowatego szkieletu podczas nasycania zachodzi dzięki działaniu sił włoskowatych. W procesie ablacji ciekła miedź musi pokonać opór sił włoskowatych, kosztem energii kinetycznej gazów przepływających w styczności z badanym kompozytem. Przyjęto uproszczenie, że pory są równoważne wiązce naczyń włoskowatych o promieniu przekroju poprzecznego r_{ef} . W naczyniu włoskowatym działają:

— siły włoskowate:

$$F_1 = \Delta p_{w1} \pi r_{ef}^2 = \frac{2\gamma r \cos \theta}{r_{ef}} \pi r_{ef}^2$$

— siły ciężkości:

$$F_2 = h g \rho \Pi r_{ef} \text{ (nie działają, gdyż } h = 0)$$

— siły wynikające z różnicy ciśnień zewnętrznych:

$$F_3 = (p_1 - p_2) \pi r_{ef}^2$$

— siły oporu przepływu:

$$F_4 = 2\pi r_{ef} l \tau = 2r_{ef} l \mu \frac{\partial v}{\partial r}$$

Równowaga układu sił przedstawionych na rys. 7 jest zachowana, gdy ich suma algebraiczna równa się zero [14, 22, 23, 24]:

$$-2\gamma lv \cos \Theta \pi r_{ef} - 2\pi r_{ef} l \mu \frac{\partial v}{\partial r} + p_1 \pi r_{ef}^2 - p_2 \pi r_{ef}^2 = 0$$

$$r_{ef}^2 (p_1 - p_2) - 2r_{ef} \left(\gamma lv \cos \Theta + l \mu \frac{\partial v}{\partial r} \right) = 0$$

$$\Delta p = \frac{-2\gamma lv \cos \Theta}{r_{ef}}$$

ale

$$r_{ef} = \frac{2}{\rho S_Q} \cdot \frac{1}{\frac{1}{\delta_o} - \frac{\delta_z}{\delta_o} - 1}$$

$$\Delta p = \rho S_Q \left(1 + \frac{\delta_z}{\delta_o} - \frac{1}{\delta_o} \right) \gamma lv \cos \Theta$$

gdzie:

$\rho = 7,87 \text{ g/cm}^2$ — gęstość szkieletu stalowego kompozytu,

$\delta_z = 3\%$, $\delta_o = 21\%$ — porowatość szkieletu zamknięta i otwarta, wg BN-76/0880-02,

$\gamma_{lv} = 1,3 \text{ J/m}^2$ — energia powierzchniowa rozdziału faz Fe-Cu w atmosferze H_2 i temperaturze 1150°C ,

$\Theta = 0$ — kąt zwilżania Fe-Cu w atmosferze H_2 i temp. 1150°C ,

$S_Q = \frac{S_v}{\rho}$ — powierzchnia właściwa szkieletu w stosunku do masy.

Powierzchnię swobodną szkieletu S_v obliczano metodą metalografii ilościowej $S_v = 2P_1 = 4N_1$ [30], w oparciu o rys. 8. N_1 jest liczbą porów przeciętych sieczną, przypadającą na jednostkę długości. Z obliczeń uzyskano $S_Q = 683 \cdot 10^{-5} \text{ m}^2/\text{g}$, stąd $\Delta p = 76,53 \text{ kPa}$. Obliczona wartość różnicy ciśnień jest wartością graniczną. Jeśli w rzeczywistości różnica ciśnień osiągnie tę wartość lub wyższą, może spowodować przepływ ciekłej miedzi w przestrzeni porów otwartych szkieletu.

Analiza wyników badań

Wytwarzanie kompozytów żelazo nawęglone-miedź metodą nasycania miedzią nawęglonych szkieletów żelaznych jest prostym procesem technologicznym. Trudności występują wówczas, jeśli nasycaniu poddaje się nawęglone spieki żelaza chromowane lub tytanowane — wytworzone węgliki i tlenki chromu i tytanu nie zwilżają się miedzią i nie są podatne na nasycanie. Dyfuzyjne chromowanie i tytanowanie nawęglonych spieków żelaza nasyconych miedzią prowadzi odpowiednio do wytworzenia powłok chromowanych i tytanowanych.

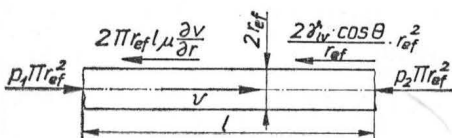
Podczas prób w mieszaninie gazów o składzie: $52,19\% \text{ CO} + 23,54\% \text{ CO}_2 + 2,42\% \text{ H}_2 + 6,97\% \text{ H}_2\text{O} + 13,78\% \text{ N}_2 + 1,1\% \text{ składników obojętnych}$, temperaturach $2124 \div 2400^\circ\text{C}$, ciśnieniach $3,36 \div 6,6 \text{ MPa}$ i prędkościach przepływu ok. 1120 m/s w ciągu $26 \div 28 \text{ s}$, badane kompozyty wykazały zróżnicowanie trwałości.

Molibden w założonych warunkach wykazuje dobrą trwałość.

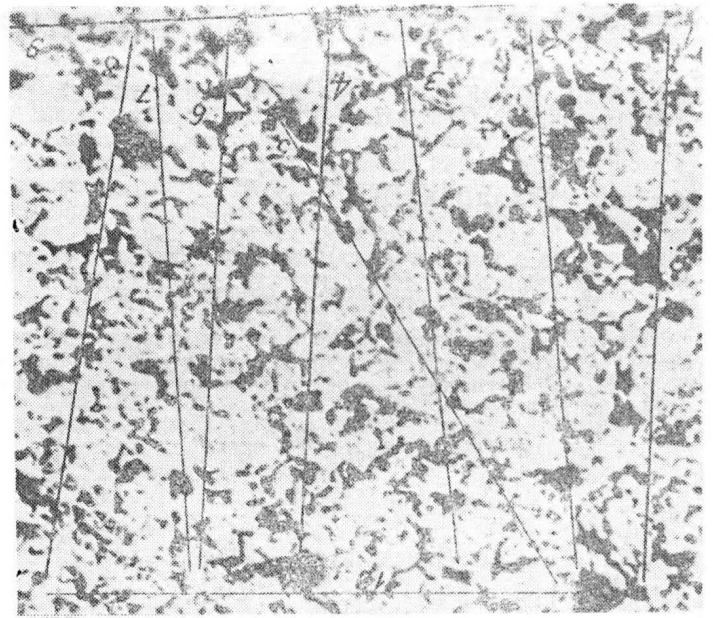
Kompozyt żelazo nawęglone-miedź ma dobrą trwałość, co należy przypisać dobrej przewodności cieplnej, sprzyjającej przewodzeniu ciepła. Ablacja topienia miedzi w tym kompozycie i przemieszczanie ciekłej miedzi nieznacznie polepsza wynik cieplny „pracy” kompozytu.

Kompozyty sprasowanego żelaza nawęglonego, chromowanego lub tytanowanego, a następnie nasycanego miedzią, ze względu na porowatą budowę strefy powierzchniowej, mają obniżoną przewodność cieplną. Nagrzewanie doprowadza prędzej do osiągnięcia temperatury, w której siły spójności są niższe od sił ścinających.

Kompozyty nawęglonego spieku żelaznego nasyconego miedzią z powłokami chromu lub tytanu wykazały dobrą trwałość dzięki dobrej przewodności i dobrej przyczepności powłok metalicznych.



Rys. 7. Układ sił działających na ciec w naczyniu włoskowatym



Rys. 8. Zgląd nietrawiony spieku żelaza. Obszar zdjęcia został pocięty 10 siecznymi o długości 70 mm. Pow. $100 \times$

W badanych kompozytach w temperaturze topienia miedzi, miedź przemieszcza się w kierunku spadku ciśnienia gazów przepływających przez próbki-dysze. Ruch miedzi przez połączone pory w szkielecie żelaznym zachodzi pod wpływem różnicy ciśnień wyższej od $76,53 \text{ kPa}$.

Obliczenie rozkładów temperatury w ściance kompozytu do chwili rozpoczęcia topienia miedzi można wykonać za pomocą elektronicznych maszyn cyfrowych. W okresie topienia miedzi i przesuwania frontu ablacji z jednoczesnym ubytkiem miedzi, zagadnienie rozkładu temperatur jest bardzo złożone.

Zastosowanie kompozytu na osnowie żelaza i miedzi o udziałach masowych: $71\% \text{ Fe}$ i $29\% \text{ Cu}$ na ochrony cieplnej w układzie ablacji nie jest opłacalne, gdyż część energii cieplnej pochłonięta na procesy przemian fazowych jest niewielka i osiąga nie więcej niż 10% energii dostarczonej do ścianek kompozytu.

Wnioski

• Kompozyt żelazo nawęglone-miedź w warunkach wymuszeń cieplnych i erozyjnych wykazuje dobrą trwałość, porównywalną z trwałością molibdenu.

• Kompozyty żelazo nawęglone-miedź, a także żelazo nawęglone-miedź z powłokami chromu lub tytanu ulegają procesowi ablacji.

• Kompozyt żelazo nawęglone-miedź w układach ochrony cieplnej wykorzystujących ablację topienia miedzi daje niewielkie korzyści z pochłaniania ciepła na proces ablacji, stąd stosowanie go w układzie ablacji topienia jest niecelowe.

LITERATURA

1. R. PARKER: Materials for Missiles and Spacecraft. McGraw-Hill NY, 1963 r.
2. J. WEISS i in.: Podstawy teorii i konstrukcji SRPS. WAT, Warszaw, 1966 r.
3. B. ORLOW i in.: Tiermodinamiceskije i ballisticeskije osnovy projektowanija rakietych dwigatielej na twierdom topliwie. Maszynostrojenije, Moskwa, 1964 r.
4. J. AUERBACH: Ablation Performance of Tungsten Copper Infiltration Tungsten, and other Metals Systems in Arc Heated Jets. AJAA Paper No 1, 1977 r.
5. G. V. E. THOMPSON i in.: Materials in Space Technology. Iliffe Books Ltd., London, 1963 r.
6. T. J. KOSOLAPOWA: Karbidy. Metalurgija, Moskwa, 1968 r.
7. R. G. FRANK i in.: Materials for Rockets Missiles. Mc Milan Company, New York, 1959 r.
8. N. F. ASRBURY: Mechanical Properties of Composite Materials. Proceedings Advances in Materials Research in the NATO Nations. Oxford, 1963. Pergamon Press.
9. N. F. WIAZNIKOW i in.: Primenienije izdielij proshkowej metalurgii w promyslnosti. Maszgiz, Moskwa, 1960 r.
10. T. GIBAS: Spieki ceramiczne i cermetale. WNT, Warszawa, 1961 r.
11. SHU-EN HSU i in.: Mechanical and Thermal Properties of Cu Infiltrated P/M Tungsten Nozzles. Journal Spacecraft and Rockets, No 4, 1977 r.
12. S. STOLARZ: Nasycanie spieków ciekłymi metalami. Rudy i Metale Nieżelazne, nr 6, 1966 r.
13. W. RUTKOWSKI: Projektowanie właściwości wyrobów z proszków i włókien spiekanych. PWN, Warszawa, 1977 r.

cd. na s. 7

Wizualizacja w mechanice płynów. Metody znacznikowania energetycznego, optyczne i specjalne (II)

Mgr inż. WITOLD KAMIŃSKI
Instytut Lotnictwa

Znacznikowanie dostarczaniem energii

Wyładowania i gorące plamy

Znacznik stosowany tutaj jest niematerialny. Jest to energia dostarczana pewnym elementom płynu, które zachowują się jak znaczniki i mogą być zaobserwowane w całej masie płynu. Odróżnienie ich od innych elementów zależy od rodzaju przepływu i wielkości dostarczonej porcji energii. Należy tu nadmienić, że gaz o odpowiednio wysokiej energii kinetycznej przy wyhamowaniu w obszarze spiętrzenia traci tę energię w postaci ciepła, co wystarcza do wzbudzenia elektronów. Taki świecący przepływ można obserwować bez stosowania dodatkowych zabiegów.

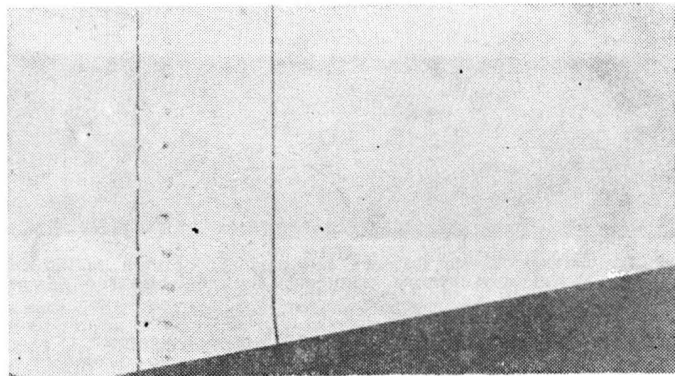
Najprostszym sposobem doprowadzenia ciepła do nieściślnego strumienia gazu jest przeciągnięcie w polu przepływu cienkiego drutu oporowego i elektryczne ogrzewanie go. Montując siatkę takich drutów prostopadłe do kierunku przepływu możemy za pomocą aparatury schlierenowskiej obserwować strugi elementarne. Dla ich odróżnienia w większej odległości od drutu, wymagana jest mała prędkość dyfuzji ogrzanego gazu. Takie warunki istnieją jedynie w przepływie laminarnym. Dlatego metoda jest odpowiednia np. do wykrywania przejść do przepływu turbulentnego, co objawia się nagłym zanikiem gorącej strugi. Gorące plamki możemy uzyskać stosując prąd pulsujący (rys. 17). Przy znanej częstotliwości impulsów można określić prędkość przepływu. Wprowadzenie drutu wywołuje, rzecz jasna, zakłócenia, które omówiono już w poprzednich rozdziałach.

Silniejsze plamki gorące otrzymać można za pomocą wyładowania elektrycznego między dwiema elektrodami w gazie. Powstają wtedy: sferyczna fala uderzeniowa oraz kropła plazmy. Czas istnienia plazmy jest bardzo krótki, dlatego obserwując ją, można uzyskać istotne informacje jedynie dla przepływów o bardzo wysokich prędkościach. Powstająca fala uderzeniowa (podobna do tej, jaka powstaje przy wybuchu) jest unoszona przez przepływ. Informacje o prędkości przepływu uzyskujemy obserwując jej ruch i odkształcenia. Wprzegając dodatkowo teoretyczny model propagacji fali podmuchu, można nawet obliczać prędkość dźwięku w gazie.

Innym sposobem produkcji świecącej plazmy, a eliminującym zakłócające elektrody, są wyładowania laserów impulsowych dużej mocy o promieniu zogniskowanym w zadanym punkcie. Ta metoda jest bardzo przydatna w badaniach przepływów silnie zapylnych gazów, gdzie zawadzą inne techniki wizualizacyjne. Wyładowania laserowe mogą mieć także kształt liniowy, analogicznie do iskrowych.

Odwzorowanie iskrowe

Jak stwierdzono powyżej, elementy płynu zjonizowane przez wyładowanie elektryczne i dzięki temu świecące, mogą służyć jako znaczniki przepływu. Specjalna modyfikacja metody wyładowań pozwala na odwzorowywanie profili prędkości w pewnych polach przepływu. Rozważmy dwie elektrody w gazie odległe o kilkanaście centymetrów. Pierwszy przeskoczek iskry po wyładowaniu tworzy ścieżkę zjonizowanego gazu o czasie istnienia rzędu 100 μ s. Ścieżka ta jest znoszona przez przepływ. Ponieważ wykazuje ona mniejszy opór elektryczny niż otaczający gaz, to druga iskra (wytworzona w czasie, gdy istnieje jeszcze poprzednia) nie przeskoczy po najkrótszej drodze, lecz podaży nieco w kierunku tej istniejącej ścieżki. Jeżeli kolejne iskry zostaną wytworzone z odpowiednio wysoką częstotliwością, to będą one ponownie rozjarzać istniejące ścieżki i otrzymamy ciąg świecących kolumn. Kolumny te, znoszone z prędkością bliską prędkości przepływu, będą odwzorowywały profile prędkości, które mogą być szacowane ilościowo przy znanej częstotliwości iskier i odległości pomiędzy nimi na zarejestrowanej fotografii. Metoda ta jest odpowiednikiem technik tellurowej i pęcherzyków wodoru w przepływach cieczy. Zasadnicza różnica polega na stosowaniu prądu o innych parametrach, napięcie dochodzi tu do 250 kV, a częstotliwość impulsów do 100 kHz. Elektrydy są z reguły wykonane z cienkich prętów, a ich kształt jest kompromisem pomiędzy wymaganiami elek-



Rys. 17. Obraz cieniowy „gorących plam” generowanych w rurze uderzeniowej. Drut prostopadły do osi rury. „Gorące plamy” generowane przez nieizolowane odcinki drutu ogrzanego pojedynczym impulsem elektrycznym [5]

cd. ze s. 6

14. W. MISSOL: Energia powierzchni rozdziału faz w metalach. Wyd. Śląsk, Katowice, 1974 r.
15. W. MISSOL: Spiekane części maszyn. Wyd. Śląsk, Katowice, 1978 r.
16. A. MŁYNARCZAK: Rola węgla zawartego w stali w procesie wytwarzania na jej powierzchni tytanowej warstwy dyfuzyjnej metodą proszkową. *Metaloznawstwo i Obróbka Ciepła*, nr 34, 1978 r.
17. J. TACIKOWSKI: Wpływ zawartości węgla w stali i w żelazochromie na budowę węglkowych warstw chromowanych. *MiOC*, nr 9, 1974 r.
18. T. NARBUTT i in.: Uszlachetnianie spiekanych części maszyn przez chromowanie gazowe. *Metalurgia Proszków*, nr 1, 1978 r.
19. A. MOSZCZYŃSKI: Nawęglanie gazowe stali. WNT, Warszawa, 1983 r.
20. W. KOZAKIEWICZ: Balistyka wewnętrzna rakiet na paliwo stałe. Wyd. MON, Warszawa, 1962 r.
21. D. SMOLEŃSKI: Teoria materiałów wybuchowych. Wyd. MON, Warszawa, 1954 r.
22. J. BUKOWSKI: Mechanika płynów. PWN, Warszawa, 1970 r.
23. J. LEZANSKI: Wybrane zagadnienia dotyczące procesu infil-

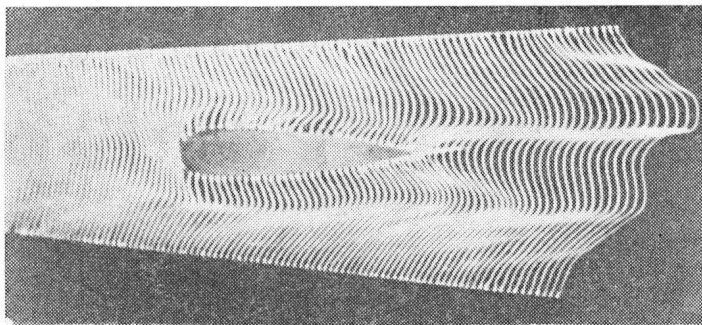
- tracji. Materiały konferencyjne V Konferencji Metalurgii Proszków, Katowice, 1979 r.
24. S. BULSA: Zarys stosowności teorii filtracji cieczy w ośrodkach porowatych. Filtry i filtracja płynów. I Ogólnokrajowa Konferencja Naukowo-Techniczna, Rzeszów, 1974 r.
25. G. D. SMITH i in.: Testing of the Low Mass Flow Test Train in the DOE Coal Fired Flow Facility. *AJAA Paper*, No 378, 1982 r.
26. J. E. LOWDER: Laser-Surface Impulse Delivery in Vacuum. *AJAA Paper*, No 895, 1982 r.
27. E. L. OLCOTT i in.: High Temperature Compressible Support and Gasket Material. Patent USA No 474399, 25.12.1979 r.
28. M. KUMAR i in.: Gas Penetration Flame Propagation and Combustion Processes in Solid Propellant Cracks. *AJAA Paper*, No 1206, 1980 r.
29. T. B. PETER i in.: Plenum Press Handbooks of High Temperature Materials. No 1 Plenum Press, New York, 1964 r.
30. J. SOKOŁOWSKI i in.: Metalografia ilościowa. Politechnika Śląska, Gliwice, 1979 r.
31. W. W. CZAJKIN: Tjeploperedacza pri bolszych skorostlach. W.W.J.A., 1963 r.
32. B. STANISZEWSKI: Wymiana ciepła. PWN, Warszawa, 1980 r.
33. Konsultacja ustna, prof. dr hab. inż. A. Moszczyński, WAT. EO/631/K/86

trycznymi i aerodynamicznymi. Częstotliwość impulsów dobiera się w zależności od prędkości badanego przepływu, tak aby odległości pomiędzy poszczególnymi ścieżkami były utrzymane w żądanym przedziale. Konieczne jest staranne dobieranie tych odległości zwłaszcza w przypadku silnej turbulencji strumienia lub badania zawirowanych śladów.

Metoda ta, podobnie jak inne, nie jest wolna od wad. Pierwsza z nich, to niedokładność odwzorowania prędkości. Ponieważ zjonizowana ścieżka ma znacznie mniejszą gęstość niż otaczający gaz, to jej prędkość tylko w przepływach ustalonych odwzorowuje dokładnie prędkość strumienia gazu. W przepływach, w których istnieje niezerowe pole przyspieszeń, kolumna znacznika wyprzedza otaczający gaz, przy czym różnica prędkości dochodzi nawet do 60% w tak skrajnym przypadku, jak badanie fali uderzeniowej. Drugą wadą, to brak możliwości dokładnego określenia kierunku wektora prędkości, której wartość została pomierzona. Pomimo to metoda znajduje zastosowanie w wielu badaniach, np. opływu profili oscylujących i nieruchomych (rys. 18), przepływów przez zawory silnika spalinowego czy między łopatkami maszyn wirnikowych.

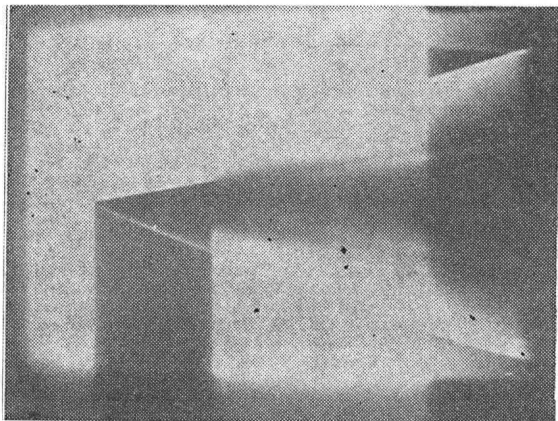
Wiązka elektronów

Dotychczas opisane metody zawodzą, gdy gęstość gazu zmniejsza się poniżej minimum wynoszącego ok. 10^{17} molekuł na cm^3 . Wtedy trzeba stosować np. wiązkę elektronów. Wąski promień elektronów o wysokiej energii, przecinając badaną przestrzeń, wywołuje wskutek zderzeń wzbudzenia atomów lub molekuł. Późniejszy ich powrót do stanu równowagi objawia się spontaniczną emisją promieniowania charakterystycznego. Stwierdzono, że w pewnych warunkach jego natężenie jest proporcjonalne do gęstości gazu, co właśnie daje możliwość ilościowej wizualizacji tą techniką przepływów rozrzedzonych. Żądane są przy tym jedynie wzbudzenia pojedynczych elektronów przez zderzenia sprężyste. Wzbudzenia molekuł, rozpraszanie i hamowanie elektronów są źródłem znacznych błędów metodycznych.



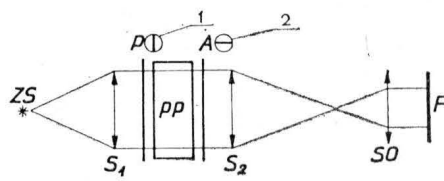
Rys. 18. Odwzorowanie iskrowe laminarnego opływu metalowego profilu. Model usytuowany pomiędzy dwiema elektrodami prętowymi [5]

Wiązka elektronów ma z reguły małą średnicę — rzędu 1 mm. Dla zwizualizowania pewnych większych obszarów przepływu stosuje się układy cewek odchylających. Dzięki nim wiązka skanuje cały obszar ze stałą prędkością zależ-



Rys. 19. Naddźwiękowy opływ klina o kącie 20° . Kierunek wiązki elektronów z góry na dół, stąd cień widoczny jest poniżej modelu [4]

ną od prędkości badanego strumienia. Obiektyw aparatu rejestrującego obraz przepływu jest otwarty przez cały czas, w którym wiązka omiata pole. Przez odpowiednie skanowanie możemy otrzymać obrazy nawet dość skomplikowanych przepływów trójwymiarowych. Model umieszczony w strumieniu gazu musi być wykonywany z metalu i uziemiony w celu zabezpieczenia przed fluorescencją powierzchniową i wyładowaniami jarzeniowymi. Na rys. 19 przedstawiono przykładowy obraz opływu klina zwizualizowany tą metodą.



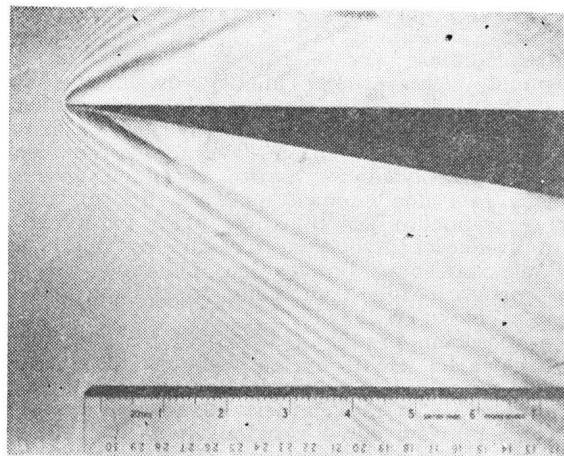
Rys. 20. Układ optyczny polaryskopu; ZS — źródło światła, S_1 i S_2 — soczewki lub zwierciadła, P — polaryzator, A — analizator, PP — przesłona pomiarowa, SO — soczewka obiektywu, F — film 1, 2 — oznaczenia kierunku osi polaryzacji

Wzbudzenie atomów i molekuł pożądane jest natomiast w pewnym szczególnym przypadku, a mianowicie w przepływach czystego azotu lub gazów szlachetnych. Tam dominują takie wzbudzenia. Objawia się to tzw. poświata, gdyż czas „życia” wzbudzonych atomów jest stosunkowo długi i strumień znosi je od wiązki elektronów. W tej wersji metody źródłem zakłóceń zostaje nadal świecenie jarzeniowe pojawiające się wskutek obecności zanieczyszczeń w postaci np. atomów tlenu.

Metody specjalne

Dwójłomność naprężeniowa

Zjawisko dwójłomności pewnych cieczy i roztworów pod wpływem naprężeń ścinających wykryto już ponad sto lat temu. Ciecze wykazujące taką właściwość mogą być newtonowskie lub nie. Przejroczysty ośrodek może być dwójłomny, jeśli zawiera optycznie anizotropowe molekuły o



Rys. 21. Analogia hydrauliczna naddźwiękowego opływu klina [3]

jednorodnej orientacji, analogicznie jak w kryształach (np. kwarc, kalcyt). Propagacja światła przez taki ośrodek jest zależna od kierunku. Padający promień świetlny jest rozszczepiany na dwa promienie składowe (tzw. zwyczajny i nadzwyczajny), spolaryzowane liniowo, o płaszczyznach polaryzacji wzajemnie prostopadłych. Ich prędkości fazowe są różne, dlatego inne są też współczynniki załamania. Jest to przyczyna, dla której promienie te opuszczając materiał dwójłomny mają różne fazy. Różnica faz wynosi:

$$(\Delta\varphi/2\pi) = (d/\lambda)(n_2 - n_1)$$

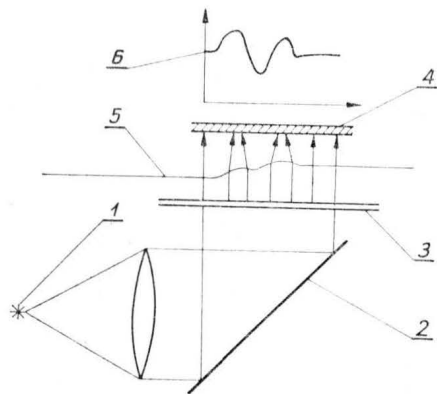
gdzie:

- n_1 i n_2 — współczynniki załamania promieni,
- λ — długość fali świetlnej,
- d — grubość warstwy ośrodka, [5]

Przy braku oddziaływania na ośrodek dwójłomny molekuły ułożone są chaotycznie. Uporządkowanie następuje pod wpływem zewnętrznego pola elektrycznego lub magnetycznego (efekt Kerra). Drugą możliwością to poddawanie takiego ośrodka działaniu pól naprężeń ścinających. Sciananie powoduje deformacje molekuł z jednoczesnym upo-

rządkowaniem, co czyni ciecz dwójłomną. Efekt ten zanika po ustaniu ścinania.

Różnica faz jest proporcjonalna do naprężeń. Do wizualizacji i pomiarów tej różnicy faz używa się tzw. polaryskopu, którego schemat przedstawiono na rys. 20. Otrzymany obraz prążków interferencyjnych tworzą tzw. izochromy (krzywe jednakowej różnicy dróg optycznych promieni i jednocześnie krzywe stałych naprężeń) oraz izokliny (krzywe, gdzie kąt pomiędzy lokalną osią optyczną ośrodka a zorientowaniem polaryzacji równy jest zeru lub całkowitej wielokrotności $1/2$ i jednocześnie krzywe danego kierunku naprężeń). Zarejestrowane na fotografii prążki służą do określania rozkładu naprężeń w przepływie dwuwymiarowym. Kolejnym krokiem jest obliczenie profili prędkości przez całkowanie zależności wiążącej naprężenia i gradienty prędkości oraz przez wykorzystanie relacji pomiędzy kierunkami naprężeń i linii prądu. Dokładność metody wynosi 1%. Udowodniono także praktycznie możliwość określenia trójwymiarowych pól prędkości [5].



Rys. 22. Wizualizacja układu fal przy użyciu oświetlenia równoległą wiązką światła przechodzącą przez przezroczyste dno kanału [5]: 1 — źródło światła, 2 — zwierciadło, 3 — szklane dno kanału, 4 — matówka, 5 — poziom wody, 6 — natężenie światła

Każda ciecz o właściwościach dwójłomnych musi być poddana kalibracji polegającej na poddaniu jej działaniu znanego pola naprężeń i obserwacji powstawania izochrom i izoklin. Kalibracje takie należy powtarzać co jakiś czas, ze względu na tendencję roztworu do starzenia się.

Analogia hydrauliczna

Dwa zjawiska fizyczne można uznać za podobne, jeżeli opisujące je równania są matematycznie równoważne. Metody analogowe są interesujące, pozwalają bowiem na wyciągnięcie wniosków dotyczących różnych zjawisk fizycznych i mechanicznych przez wizualizację podobnych problemów z mechaniki płynów. Najszersze zastosowanie znalazła analogia hydrauliczna. Istniejąca tu analogia wiąże ze sobą powstawanie długich fal grawitacyjnych na swobodnej powierzchni cieczy i rozkład fal ciśnieniowych z izentropowym naddźwiękowym przepływem gazu. Wykazano teoretycznie, że pełna analogia zachodzi dla gazu, którego wykładnik izentropii $k=2$ oraz gdy jednocześnie stosunek głębokości cieczy w otwartym kanale do długości fal na jej powierzchni jest mały. Bardzo istotna zaleta

metody wynika z faktu, że stosunek prędkości dźwięku w gazie do prędkości rozchodzenia się fal na powierzchni cieczy jest rzędu 1000:1. Stąd też cały proces przebiega 1000-krotnie wolniej i nie trzeba stosować aparatury do szybkiego filmowania. Zasadniczym źródłem błędów jest zaniedbywanie w rozważaniach pionowej składowej prędkości cieczy. Błędy te mogą być znaczne przy badaniu tzw. odskoków hydraulicznych jako analogii do fal uderzeniowych, zwłaszcza w rurach uderzeniowych. Metodą tą badano zarówno opływ różnych ciał (np. klina — rys. 21), jak też naddźwiękowe przepływy w maszynach wirnikowych. Do oświetlenia stołu wodnego w tej metodzie używa się albo prostego zestawu przedstawionego na rys. 22, albo wręcz zwykłego źródła światła przesłoniętego matówką. W obydwu przypadkach fotografowanie przeprowadza się w kierunku prostopadłym do powierzchni cieczy.

Omówienie przedstawionych w [2] i w niniejszym artykule metod wizualizacji przepływu jest z konieczności bardzo skrócone. Ograniczono się jedynie do zwięzłego opisu aparatury i zasad każdej z technik, źródeł zakłóceń i błędów w wynikach oraz przykładów zastosowań. Wyczerpujące przedstawienie tego tematu — to materiał na obszerną publikację książkową. Celem autora była jedynie próba syntetycznego opisu stanu wiedzy w dziedzinie wizualizacji. Dlatego też pominięto rzadziej stosowane techniki, jak np. wyładowania jarzeniowe, optyczna metoda kontrastów fazowych czy też wyrafinowane metody interferometryczne. Konsekwencją przyjętej na początku definicji wizualizacji jest także brak opisu anemometrii laserowej, odgrywającej coraz większą rolę w badaniach. Umożliwia ona pomiar prędkości przepływu w danej chwili tylko w jednym punkcie. Nie jest to zatem wizualizacja w sensie tej definicji.

LITERATURA

1. Holografia optyczna. Podstawy fizyczne i zastosowanie. Praca zbiorowa pod red. M. Pluty. PWN, Warszawa, 1980.
2. W. KAMINSKI: Wizualizacja w mechanice płynów. Metody oparte na wprowadzaniu znaczników, cz. I i II, TLiA nr 1 i 2/85, s. 23 i 9.
3. E. J. KLEIN: Interaction of a Shock Wave and a Wedge. An Application of the hydraulic Analogy. AIAA J., 1965, nr 3, s. 801-808.
4. S. LEVY: Visualisations d'écoulements en soufflerie à l'aide d'un faisceau d'électrons. La Recherche Aérospatiale, nr 1970-3, s. 155-166.
4. S. LEVY: Visualisations d'écoulements en soufflerie à l'aide — San Francisco—London, 1974.
6. R. H. PAGE, C. E. G. PRZIREMBEL: Techniques for Visualization of Separated Flows. Flow Visualization. Proceedings of the International Symposium on Flow Visualization, Oct. 1977, Tokyo, Japan. ed. T. Asanuma, Hemisphere Publishing Corp., s. 315-320.
7. R. REZNICEK: Flow Visualization in Czechoslovakia and some Countries in Central and Eastern Europe. Flow Visualization. Proceedings..., s. 19-28.
8. W. SELEROWICZ: Relations between Boundary Conditions and Acoustic Effects of the Free Oscillating Gas Jets. Proceedings Inter-Noise 79. ed. S. Czarnecki, Warszawa, Sept., 11-13, 1979, s. 139-142.
9. L. S. TAYLOR: Analysis of Turbulence by Shadowgraph. AIAA J., 1970, nr 8, s. 1284-1287.
10. C. VERET, M. PHILBERT, J. SURGET, G. FERTIN: Aerodynamic Flow Visualization in the ONERA Facilities. Flow Visualization. Proceedings..., s. 335-340.
11. A. B. WITTE, R. F. WUERKER: Laser Holographic Interferometry Study of high-speed Flow Fields. AIAA J., 1970, nr 8, s. 581-583.

Warunki prenumeraty

Prenumeratorzy zbiorowi — jednostki gospodarki uspołecznionej, instytucje i organizacje społeczne zamawiają prenumeratę, dokonując wpłaty na blankiecie „polecenie przelewu” rozszerzonym dla potrzeb Wydawnictwa o część dotyczącą zamówienia. Blankiety te będą dostarczane przez Zakład Kolportażu.

Prenumeratorzy indywidualni — osoby fizyczne zamawiają prenumeratę, dokonując wpłaty w UPT lub NBP na blankiecie Wydawnictwa lub 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 O/M Warszawa 1036-7490-139-11.

Prenumerata ulgowa przysługuje wyłącznie osobom fizycznym członkom SNT, studentom i uczniom szkół zawodowych. Warunkiem prenumeraty ulgowej jest poświadczanie blankietu wpłaty (przed jej dokonaniem) na wszystkich odcinkach pieczęcią koła SNT, wyższej uczelni lub szkoły. Sposób zamawiania prenumeraty taki sam jak dla prenumeraty indywidualnej.

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

Przedpłaty na prenumeratę przyjmowane są w terminach:

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

Informacji o prenumeracie udziela Zakład Kolportażu Wydawnictwa NOT-SIGMA, ul. Bartycka 20, 00-716 Warszawa lub skr. poczt. 1004, 00-950 Warszawa, tel. 40-00-21 w. 249, 293, 297, 299 oraz 40-35-89.

Egzemplarze archiwalne czasopism — można nabywać za gotówkę w Klubie Prasy Technicznej w Warszawie, ul. Mazowiecka 12, tel. 27-43-65 oraz w Dziale Handlowym Wydawnictwa ul. Bartycka 20, skr. poczt. 1004, 00-950 Warszawa, na rachunek dla instytucji, lub za zaliczeniem pocztowym dla osób fizycznych.

Cena prenumeraty: kwartalna normalna 300 zł, kwartalna ulgowa 75 zł, półroczna normalna 600 zł, półroczna ulgowa 150 zł, roczna normalna 1200 zł, roczna ulgowa 300 zł.

Rosyjskie skróty
i oznaczenia
nawigacji lotniczej (I)

- 1 — pozycja samolotu
- 2 — punkt wyjściowy trasy
- 3 — p. zwrotny t.
- 4 — kontrolny p. orientacyjny
- 5 — linia drogi nakazanej, LDN
- 6 — l. d. rzeczywistej, LDR
- 7 — astronomiczna linia pozycyjna
- 8 — punkt radionawigacyjny
- 9 — radiostacja prowadząca z markerem wewnętrzną, bliższa r. p. z m.
- 10 — r. p. z m. zewnętrzna, dal-
sza r. p. z m.
- 11 — układ radiotechniczny bli-
skiej nawigacji, układ ra-
dionawigacyjny krótkiego
zasięgu
- 12 — północ
- 13 — południe
- 14 — wschód
- 15 — zachód
- 16 — kierunek północny połud-
nika geograficznego
- 17 — k. p. p. magnetycznego
- 18 — k. p. p. busolowego
- 19 — nakazany geograficzny kurs
drogi
- 20 — n. magnetyczny k. d.
- 21 — rzeczywisty geograficzny
k. d.
- 22 — r. magnetyczny k. d.
- 23 — nakazany geograficzny k.
d. po ortodromie
- 24 — n. magnetyczny k. d. po o.
- 25 — k. geograficzny
- 26 — k. magnetyczny
- 27 — k. busolowy, k. busoli
- 28 — k. magnetyczny obliczenio-
wy
- 29 — k. m. średni
- 30 — m. k. lotu
- 31 — k. geograficzny po orto-
dromie
- 32 — k. magnetyczny po o.
- 33 — dewiacja busoli
- 34 — radiodewiacja
- 35 — deklinacja magnetyczna
- 36 — wariacja
- 37 — kąt znoszenia
- 38 — k. z. obliczeniowy
- 39 — k. z. rzeczywisty
- 40 — odchylenie boczne w stop-
niach
- 41 — dodatkowa poprawka kursu
- 42 — p. k.
- 43 — meteorologiczny kierunek
wiatru, liczony od południka
magnetycznego
- 44 — nawigacyjny k. w., liczony
od p. m.
- 45 — kąt wiatru
- 46 — k. w. średni
- 47 — odczyt radiobusoli, wska-
zania r.
- 48 — kąt kursowy radiostacji,
KKR
- 49 — k. k. r. wyjściowej
- 50 — k. k. r. przeznaczenia
- 51 — k. k. r. punktu orientacyj-
nego
- 52 — namiar magnetyczny p. o.
- 53 — rzeczywisty n. radiostacji
- 54 — magnetyczny n. r.
- 55 — rzeczywisty n. samolotu
- 56 — magnetyczny n. s.
- 57 — n. odwrotny, magnetyczny
n. radiostacji, QDM
- 58 — n. prosty, m. n. samolotu,
QDR
- 59 — n. rzeczywisty
- 60 — azymut
- 61 — magnetyczny kąt mapy
- 62 — k. zakrętu
- 63 — k. (z.) odejścia od kierun-
ku wyjściowego
- 64 — k. przechylenia, k. prze-
chyłu
- 65 — poprawka na zbieżność po-
łudników
- 66 — szerokość (geograficzna)
punktu
- 67 — długość (g.) p.
- 68 — różnica długości (geogra-
ficznych)
- 69 — r. szerokości (g.)
- 70 — prędkość rzeczywista (wzglę-
dem powietrza)
- 71 — p. przyrządowa
- 72 — p. podróżna, p. przelotowa
- 73 — p. pionowa (wznoszenia i.
opadania)
- 74 — p. wiatru
- 75 — odległość między dwoma
punktami
- 76 — o. (wzdłuż) trawersu
- 77 — o. wznoszenia
- 78 — o. zniżania
- 79 — liniowe odchylenie boczne
- 80 — l. wyprzedzenie zakrętu
- 81 — promień z.
- 82 — zasięg poziomy
- 83 — z. po linii nachylonej
- 84 — wysokość rzeczywista
- 85 — w. przyrządowa
- 86 — w. barometryczna, w. ci-
śnieniowa
- 87 — w. względna
- 88 — w. absolutna, w. bezwzględ-
na
- 89 — w. barometryczna umowna,
w. standardowa
- 90 — w. podejścia, w. zbliżania
- 91 — w. odejścia, w. odlotu
- 92 — w. zniżania
- 93 — w. przelotowa, poziom lotu
- 94 — najniższy bezpieczny p. l.
- 95 — wysokość bezpieczna wg ci-
śnienia 760 mm sł. rt.
- 96 — w. b. wg ciśnienia lotni-
ska
- 97 — w. b. minimalna
- 98 — w. decyzji
- 99 — wysokość absolutna punktu
terenu
- 100 — w. lotniska nrm
- 101 — poprawka na rzeźbę terenu
- 102 — p. przyrządowa wysokościo-
mierza
- 103 — metodyczna p. w. na tem-
peraturę
- 104 — aerodynamiczna p. w.

K.D.

РУССКИЕ СОКРАЩЕНИЯ
И ОБОЗНАЧЕНИЯ
ПО САМОЛЕТОВОЖДЕНИЮ (I)

- 1 — МС — место самолета
- 2 — ИПМ — исходный пункт
маршрута
- 3 — ППМ — поворотный п. м.
- 4 — КО — контрольный ориентир
- 5 — ЛЗП — линия заданного пути
- 6 — ЛФП — л. фактического п.
- 7 — АЛП — астрономическая ли-
ния положения
- 8 — РНТ — радионавигационная
точка
- 9 — БПРМ — ближняя приводная
радиостанция с радиомарке-
ром
- 10 — ДПРМ — дальняя п.р. с р.
- 11 — РСБН — радиотехническая си-
стема ближней навигации
- 12 — С — север
- 13 — Ю — юг
- 14 — В — восток
- 15 — З — запад
- 16 — С_и — северное направление
истинного меридиана
- 17 — С_м — с.н. магнитного м.
- 18 — С_к — с.н. компасного м.
- 19 — ЗИПУ — заданный истинный
путевой угол
- 20 — ЗМПУ — з. магнитный п.у.
- 21 — ФИПУ — фактический истин-
ный п.у.
- 22 — ФМПУ — ф. магнитный п.у.
- 23 — ОЗИПУ — ортодромический
заданный истинный п.у.
- 24 — ОЗМПУ — о.з. магнитный
п.у.
- 25 — ИК — истинный курс
- 26 — МК — магнитный к.
- 27 — КК — компасный к.
- 28 — МК_р — магнитный к. расчет-
ный
- 29 — МК_{ср} — м.к. средний
- 30 — МК_{сл} — м.к. следования
- 31 — ОИК — ортодромический ист-
инный к.
- 32 — ОМК — о. магнитный к.
- 33 — Δ_к — девиация компаса
- 34 — Δ_р — радиодевияция
- 35 — Δ_м — магнитное склонение
- 36 — Δ — вариация
- 37 — УС — угол сноса
- 38 — УС_р — у.с. расчетный
- 39 — УС_ф — у.с. фактический
- 40 — БУ — боковое уклонение в гра-
дусах
- 41 — ДП — дополнительная по-
правка в курс
- 42 — ПК — п. в. к.
- 43 — δ — направление ветра метео-
рологическое, отсчитанное от
магнитного меридиана
- 44 — НВ — н.в. навигационное, о.
от м.м.
- 45 — УВ — угол в.
- 46 — УВ_{ср} — у.в. средний
- 47 — ОРК — отсчет радиоконписа
станции
- 48 — КУР — курсовой у. радио-
станции
- 49 — КУР_{вых} — к.у.р. выхода
- 50 — КУР_{сл} — к.у.р. следования
- 51 — КУО — к.у. ориентира
- 52 — МПО — магнитный пеленг о.
- 53 — ИПР — истинный п. радио-
станции
- 54 — МПР — магнитный п. р.
- 55 — ИПС — истинный п. самолета
- 56 — МПС — магнитный п. с.
- 57 — ОП; ШДМ — обратный п.
- 58 — ПП; ШДР — прямой п.
- 59 — ИП; ШТЕ — истинный п.
- 60 — А — азимут
- 61 — МУК — магнитный угол кар-
ты
- 62 — УР — угол разворота
- 63 — УО — у. отворота
- 64 — β — у. крена
- 65 — σ — поправка на схождение
меридианов
- 66 — φ — ширина пункта
- 67 — λ — долгота п.
- 68 — Δλ — разность долгот
- 69 — Δφ — р. широт
- 70 — V_и — истинная воздушная
скорость
- 71 — V_{пр} — с. приборная
- 72 — W — путевая с.
- 73 — V_в — вертикальная с.
- 74 — U — с. ветра
- 75 — S — расстояние между двумя
точками
- 76 — S_{тр} — р. траверса
- 77 — S_{наб} — р. набора высоты
- 78 — S_{сн} — р. снижения
- 79 — ДБУ — линейное боковое
уклонение
- 80 — ЛУР — л. упреждение разво-
рота
- 81 — R — радиус р.
- 82 — ГД — горизонтальная даль-
ность
- 83 — НД — наклонная л.
- 84 — Н_и — истинная высота
- 85 — Н_{пр} — приборная в.
- 86 — Н_б — барометрическая в.
- 87 — Н_о — относительная в.
- 88 — Н_{абс} — абсолютная в.
- 89 — Н₇₆₀ — условно барометри-
ческая в.
- 90 — Н_{подх} — в. подхода
- 91 — Н_{отх} — в. отхода
- 92 — Н_{сн} — в. снижения
- 93 — Н_{эш} — в. эшелона
- 94 — Н₇₆₀_{нижн.} — в. нижнего безо-
пасного э.
- 95 — Н₇₆₀_{без.} — безопасная в. по
давлению 760 мм рт. ст.
- 96 — Н_{аэр. без.} — безопасная вы-
сота давлению аэродрома
- 97 — МБВ — минимальная б.в.
- 98 — ВПР — в. принятия решения
- 99 — Н_р — абсолютная в. точки
рельефа
- 100 — Н_{аэр} — в. аэродрома относи-
тельно уровня моря
- 101 — ΔН_р — поправка на рельеф
местности
- 102 — ΔН_и — инструментальная п.
высотомера
- 103 — ΔН_т — методическая темпе-
ратурная п.в.
- 104 — ΔН_а — аэродинамическая п.в.

Samolot patrolowy i do zwalczania okrętów podwodnych

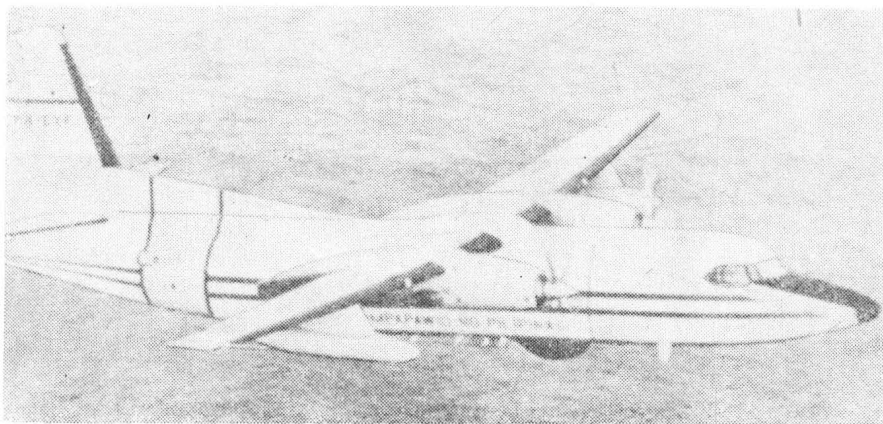
KONSTRUKCJA. Całkowicie metalowy, dwusilnikowy turbośmigłowy grzbietopłat z chowanym podwoziem.

Płat. Obrys trapezowy, profil NACA 64-421 u nasady i NACA 64-415 przy końcówce. Wznios części zewnętrznych 2°30', kąt zaklinowania 3°30'. Konstrukcja trzyczęściowa, półskorupowa, dwudźwigarowa, metalowa. W kesonach międzydźwigarowych wszystkie części płata mieszczą się integralnie zbiorniki paliwowe, zajmujące prawie całą rozpiętość kesonu. Na noskach skrzydeł instalacja przeciwbłodzeniowa. Kłapy zajmują 70% rozpiętości krawędzi spływu, składają się z czterech segmentów (dwóch na środkowej i po jednym na zewnętrznych częściach skrzydła). Lotki szczelinowe wyważone masowo i odciążone aerodynamicznie klapką odciążającą oraz wyposażone w klapki wyważające. Konstrukcja kłap i lotek metalowa. Na końcach środkowej części płata znajdują się półskorupowej konstrukcji gondole silnikowo-podwoziowe. W noskach i końcówkach skrzydeł umieszczone są reflektory. Pod każdą z zewnętrznych części skrzydła znajdują się po 3 zaczepy do podwieszania uzbrojenia.

Kadłub. Przekrój zbliżony do kołowego, konstrukcja półskorupowa metalowa. W nosku kadłuba osłonięty dielektryczną kopułą radar meteorologiczny, za nim wnęk podwozia przedniego, umocowanego do przedniej szczelnej wręgi ciśnieniowej części kadłuba. Kabina pilotów z miejscami obok siebie. Oszklenie z sześciu szyb, szyby przednie zaopatrzone w wycieraczki i instalację przeciwbłodzeniową. Pod przednią częścią kadłuba umocowane są czujniki wykrywacza podcierwieni i anteny urządzeń radionawigacyjnych. Wnętrze kabiny operatorów wyposażenia zaplanowane w dwóch wariantach (King Bird i Sentinel) mieści trzy stanowiska operatorów awioniki, przedział wypoczynkowy, dwa stanowiska obserwacyjne, toaletę i pomieszczenie mieszczące miotacz radiowych boi hydroakustycznych i znaczników oraz tratwę ratunkową. Pod podłogą kabiny znajduje się antena radaru poszukiwawczego, a z boków kadłuba pod skrzydłem — dwa zaczepy uzbrojenia. W tylnej, nieciężniejszej części kadłuba umieszczone są zespoły instalacji klimatyzacyjnej. Tył kadłuba zakończony jest wysięgnikiem czujnika magnetometru. Wejście do kabiny znajdują się z lewej strony kadłuba, w jego przedniej i tylnej części; wyjście awaryjne umieszczone z lewej strony kadłuba tuż za skrzydłem.

Usterzenie. Usterzenie w układzie klasycznym. Obrisy usterzeń trapezowe. Konstrukcja stateczników dwudźwigarowa, półskorupowa, metalowa. Stery metalowe. Ster kierunku wyposażony w klapkę odciążającą i klapkę wyważającą, ster wysokości — w klapkę wyważającą. Na noskach stateczników instalacja przeciwbłodzeniowa. Przed statecznikiem pionowym duża trójkątna pletwa na grzbiecie kadłuba.

Sterowanie. Układy linkowo-popychaczowe ze wspomaganiami. Kłapy wychyłane mechanicznie (pneumatycznie), klapki wyważające sterowane elektrycznie.



Podwozie. Trójzespolowe, chowane pneumatycznie do kadłuba i gondol silnikowych. Sterowane podwozie przednie z kołem na wahaczowo zawieszonym widelcu. Podwozie główne jednogoleniowe z kołami bliźniaczymi, goleń wsparta od przodu zastrzałem, amortyzator w goleni. Amortyzacja olejowo-gazowa. Wymiary ogumienia: przednie — 28 × 9; główne — 34 × 10.

Zespół napędowy. Dwa silniki turbośmigłowe Rolls-Royce Dart 436TR o mocy 1596 kW każdy, śmigła czteropłatowe metalowe o stałych obrotach Dowty Rotol. Osie silników usytuowane pod skrzydłem, wyloty spalin skierowane na bok, na zewnętrzną stronę gondol. Wewnątrz gondol, za silnikami, znajdują się wnęki podwozia głównego.

Instalacje. Paliwowa — skrzydłowe zbiorniki integralne o łącznej pojemności 5140 l, dodatkowe zbiorniki w środkowej części skrzydła o pojemności 2310 l, możliwość podwieszenia pod skrzydłami dwóch zbiorników dodatkowych o pojemności po 938 l każdy; łączna maksymalna pojemność zbiorników — 9326 l. Elektryczna — napięcie 28 V, dwie prądnice 375 A/28 V, przetwornice 115 V/400 Hz, podwójna sieć 115 V/400 Hz, dwa alternatory 120/208 V i 15 kVA, dwa akumulatory 24 V/40 Ah. Pneumatyczna — ciśnienie robocze 23,5 MPa, służy do chowania i wypuszczania podwozia i kłap, skręcania podwozia przedniego i hamowania kół; obwód awaryjny służy do wypuszczania podwozia i hamowania. Klimatyzacyjna — zapewnia nadciśnienie 38 kPa. Tlenowa — indywidualne maski załogi. Samolot nie ma instalacji hydraulicznej.

Wyposażenie. Radar meteorologiczny Bendix RDR-1400, systemy łącznościowe HF, UHF i VHF, ADF, VOR/ILS, system wykrywania podcierwieni IRDS, magnetometr AN/ASQ-504(V), wyposażenie do łączności z radiobojami, trzy stanowiska operacyjne (wykrywanie hydroakustyczne, wykrywanie radarowe, przechwytywanie i planowanie ataku), radioboje hydroakustyczne typów

SSQ-36, SSQ-41 Jezebel, SSQ-47B (łącznie 42 szt.). W wersji King Bird radar poszukiwawczy Hughes AN/APS-XXX, w wersji Sentinel — Litton AN/APS-140(V).

Uzbrojenie. Na zaczepach podskrzydłowych i kadłubowych można zawieszac: dwa pociski powietrze-woda AGM-84A Harpoon, dwie torpedy samonaprowadzające Sting-Ray, dwie torpedy samonaprowadzające A 244/S (lub na tych samych zaczepach zbiorniki dodatkowe), dwa zasobniki z pociskami dodatkowymi lub dwa pociski powietrze-woda Sea Skua. Nośność zaczepów: kadłubowe po 908 kg, skrzydłowe (od kadłuba ku końcówkom) — 295 + 681 + 113,5 kg.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI Prototyp samolotu pasażerskiego Fokker Bird F-27 oblatano 24 listopada 1955 r. Od 1959 r. budowany był on seryjnie. Jego bardziej znane wersje to:

— F-27 Mk.200 — oblot 20 września 1959 r., silniki Rolls-Royce Dart 7Mk.536-7R, podstawowa wersja pasażerska;

— F-27 Mk.400M — oblot 24 kwietnia 1965 r., wersja wojskowa, desantowa dla 46 spadochroniarzy; opracowano również jej warianty do holowania celów (oblot w 1977 r.) i fotograficzny (oblot 24 sierpnia 1973 r.);

— F-27 Mk.500 — wersja zbliżona do Mk.200, przedłużony kadłub z drzwiami ładunkowymi w przedniej części, oblot 15 listopada 1967 r.; 15 samolotów zamówiło francuskie Ministerstwo Poczty i Telekomunikacji;

— F-27 Mk.600 — wersja zbliżona do Mk.200 z dużymi drzwiami ładunkowymi, przystosowana do szybkiej zmiany wyposażenia wnętrza kabiny pasażerskiej w celu umożliwienia transportu ładunków; wersję tę nazwano Combiplane.

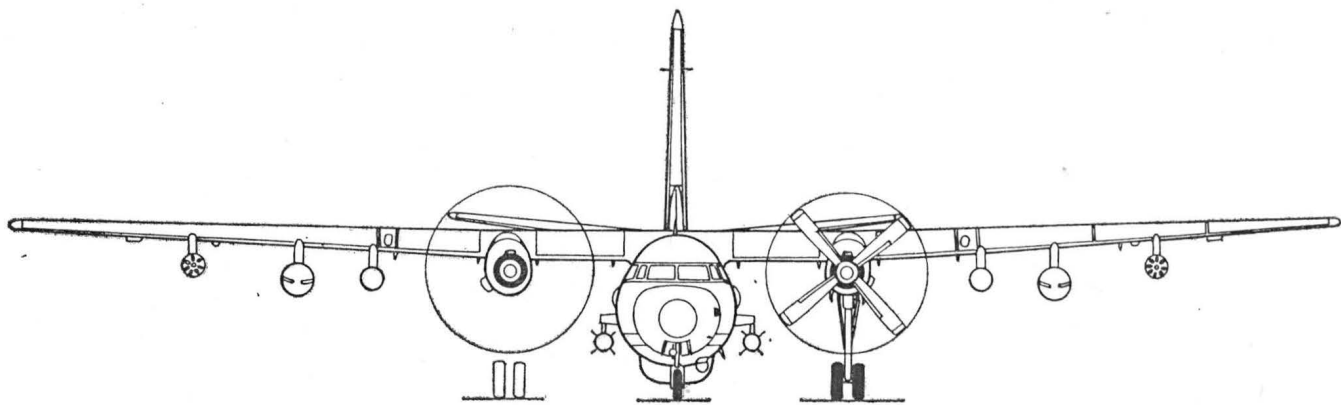
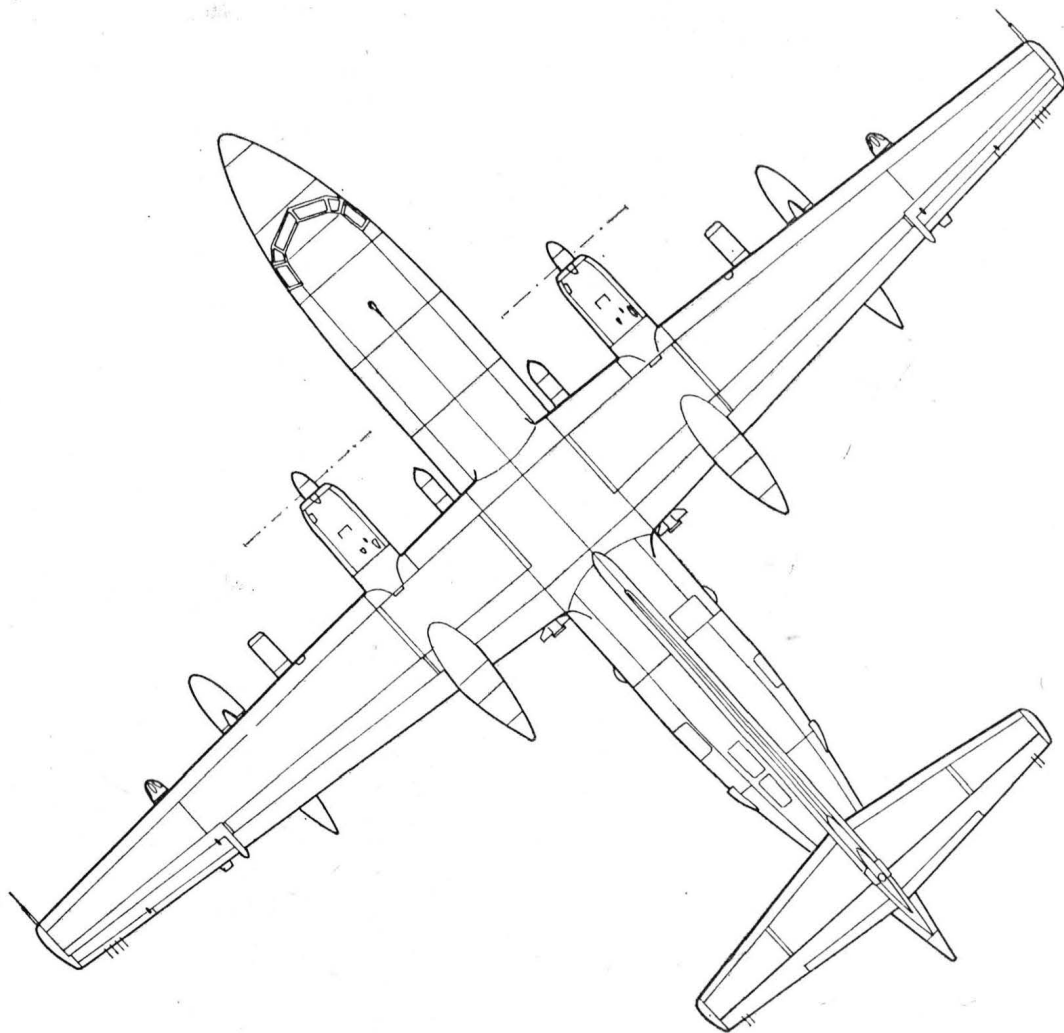
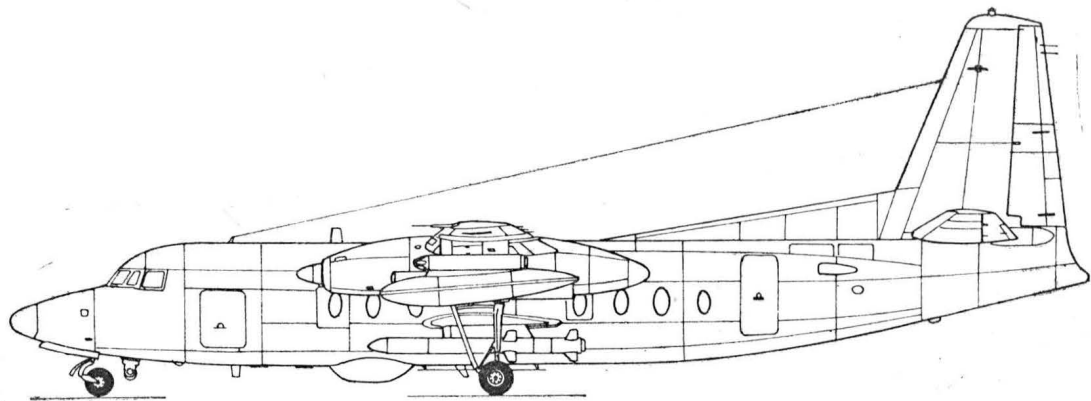
Opracowanie wersji Maritime rozpoczęto w 1975 r., prototyp oblatano w lutym 1976 r. Z tej wersji wywodzą się nowsze Maritime Enforcer (z silnikami Rolls-Royce Mk.536-7R lub Mk.552 Dart), Sentinel i Kingbird, różniące się wyposażeniem. Zaprojektowano je po raz pierwszy w 1985 r.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	29,00 m
Wysokość	8,70 m
Długość	23,56 m
Cięciwa skrzydła u nasady	3,45 m
Cięciwa skrzydła przy końcówce	1,40 m
Rozpiętość usterzenia	9,75 m
Baza podwozia	8,74 m
Rozstaw podwozia	7,20 m
Srednica śmigła	3,50 m
Prześwit śmigła	0,94 m
Szerokość kadłuba	2,70 m
Wysokość kadłuba	2,79 m
Powierzchnia skrzydła	70,00 m ²
Powierzchnia lotek	3,51 m ²
Powierzchnia kłap	12,72 m ²
Powierzchnia usterzenia pionowego	14,20 m ²
Powierzchnia usterzenia poziomego	16,00 m ²
Wydłużenie skrzydła	12

Masa własna	13 725 kg
Masa paliwa maks.	7511 kg
Masa startowa norm.	20 410 kg
Masa startowa operacyjna	21 320 kg
Masa do lądowania	18 600 kg
Masa bez paliwa	17 900 kg
Obciążenie powierzchni nośnej	291,6 kg/m ²
Obciążenie mocy	6,39 kg/kW
Prędkość dopuszczalna	474 km/h
Prędkość przelotowa (H = 6100 m)	463 km/h
Prędkość patrolowania (H = 457 m)	268 do 324 km/h
Prędkość minimalna bez kłap	180 km/h
Wznoszenie maks.	7,3 m/s
Czas wznoszenia na H = 6100 m	27 min
Pułap	7620 m
Rozbieg (21 320 kg, ISA)	1525 m
Dobieg (21 320 kg, ISA)	500 m
Zasięg maks.	5000 km
Długotrwałość lotu	10 h

H.M.



Samolot służbowy i turystyczny

KONSTRUKCJA. Jednosilnikowy, sześciomiejscowy, całkowicie metalowy dolnopłat z chowanym podwoziem.

Plat. Obrys trapezowy, profil nadkrytyczny opracowany w NASA, wznios 4°. Konstrukcja dwudzielna, półskorupowa, jednodźwigarowa, całkowicie metalowa. W kesonach noskowych obu skrzydeł mieszczą się integralne zbiorniki paliwowe. U nasady skrzydeł, za dźwigarem usytuowane są wnęki podwozia głównego. Kłapy szczelinowe zajmują 64% rozpiętości skrzydła. Lotki wyważone masowo i aerodynamicznie. Konstrukcja lotek i klap metalowa. Maks. kąt wychylenia klap — 40° (z preselekcją 10°, 20°, 36°). Końcówki skrzydeł wykonane z tworzywa sztucznego. Na noskach skrzydeł instalacja przeciwbłodzeniowa.

Kadłub. Przekrój owalny, nieco spłaszczony u dołu. Klasyczna konstrukcja półskorupowa całkowicie metalowa, fail safe w części szczelnej. Kabina szczelna, ciśnieniowa. W przedniej części kabiny znajdują się bagażnik przedni dostępny przez luk z lewej strony kadłuba. Fotele pilotów rozstawione szeroko z przejściem pośrodku, podobnie jak i druga para foteli usytuowana plecami do kierunku lotu. Wnętrze kabiny wykonane bardzo starannie. Oszklenie kabiny składa się z wiatrochronu (szyba dzielona w płaszczyźnie symetrii samolotu) i czterech par okien. Drugie okno po prawej stronie umieszczone jest w drzwiczkach wyjścia awaryjnego, trzecie po lewej — w górnej części drzwi wejściowych. Drzwi wejściowe pojedyncze (jak w większych samolotach dyspozycyjno-służbowych) usytuowane tuż za krawędzią spływu skrzydła, dzielone w płaszczyźnie poziomej — część górna otwierana od góry, dolna — do dołu. W dolnej części drzwi umieszczone są integralne schodki. Otwieranie drzwi jest wspomagane zastrzałami-siłownikami. Za ostatnią parą foteli, usytuowaną identycznie z pierwszą, znajduje się bagażnik tylny dostępny z wnętrza kabiny. Tylna część kadłuba jest nieciśnieniowa i ma kształt stożkowy. Wnętrze ciśnieniowej części kadłuba klimatyzowane.

Usterzenie. Usterzenie w układzie klasycznym, obrisy obu usterzeń trapezowe, usterzenie pionowe skośne. Stateczniki dwudźwigarowe o konstrukcji metalowej. Stery metalowe, wyważone masowo i odciążone aerodynamicznie (rogowo). Na sterze wysokości kłapka wyważająca. Na noskach stateczników instalacja przeciwbłodzeniowa.

Sterowanie. Sterownice (wolanty i pedały) zdwojone. Układy sterowania sterami i lotkami linkowe, kłapy wychylane hydraulicznie. Kłapka wyważająca steru wysokości — elektrycznie.

Podwozie. Trójkółowe z kołem przednim chowane hydraulicznie do kadłuba i skrzydeł. Golenie podwozia głównego teleskopowe, koła zawieszane na półwidelcach; kierunek chowania — ku kadłubowi. Podwo-



zie przednie sterowane (możliwość wychylenia po 90° w obie strony). Goleń podwozia przedniego teleskopowa, koło zawieszane na półwidelcu; kierunek chowania — do tyłu. Amortyzacja olejowo-gazowa. Na kołach głównych hydrauliczne hamulce tarczowe. Hamulec postojowy.

Zespół napędowy. Sześciocylindrowy, piaski, chłodzony powietrzem silnik wtryskowy z doładowaniem Continental TSIO-520-BE o mocy 231 kW (przy obrotach 43,4 s⁻¹). Doładowanie silnika jest realizowane przez dwie turbosprężarki. Śmigło dwułopatowe metalowe o stałych obrotach Hartzell. Silnik zawieszony jest na łożu spawanym z rur stalowych; łożo stanowi jednocześnie wspornik podwozia przedniego. Osłony zespołu napędowego metalowo-kompozytowe o starannie dopracowanej geometrii (dzięki temu stało się zbędne stosowanie regulowanych wlotów i wylotów powietrza). Na noskach łopat śmigła instalacja przeciwbłodzeniowa.

Instalacje. Paliwowa — integralne zbiorniki skrzydłowe o łącznej pojemności 462 l, pompa silnikowa, elektropompa awaryjna (pomocnicza); użyteczna pojemność zbiornika 454 l. Hydrauliczna — ciśnienie robocze 10,7 MPa, służą do sterowania kłapami, chowania i wypuszczania podwozia. Elektryczna — napięcie 24/28 V, dwie niezależne sieci, alternator 60 A, akumulator, możliwość zainstalowania drugiego alternatora 60 A. Klimatyzacyjna — zapewnia nadciśnienie maks. 38 kPa w szczelnej, ciśnieniowej części kadłuba. Przeciwbłodzeniowa — pneumatyczna (Goodrich) na noskach skrzydeł i stateczników, noski łopat śmigła ogrzewane elektrycznie; przewidziana jest także jako wyposażenie dodatkowe przednia szyba pilota ogrzewana elektrycznie. Hamulcowa — hydrauliczna podobna do samochodowej. Podciśnieniowa — służy do napędu mechanicznego przyrządów pilotażowych.

Wyposażenie. Zestaw podstawowych wymaganych przepisami przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych, kontroli zespołu napędowego i instalacji pokładowych; możli-

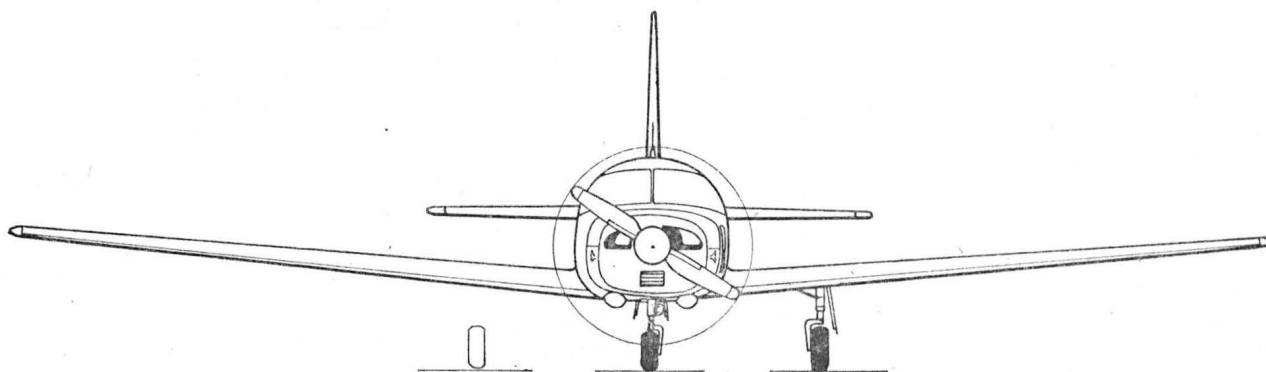
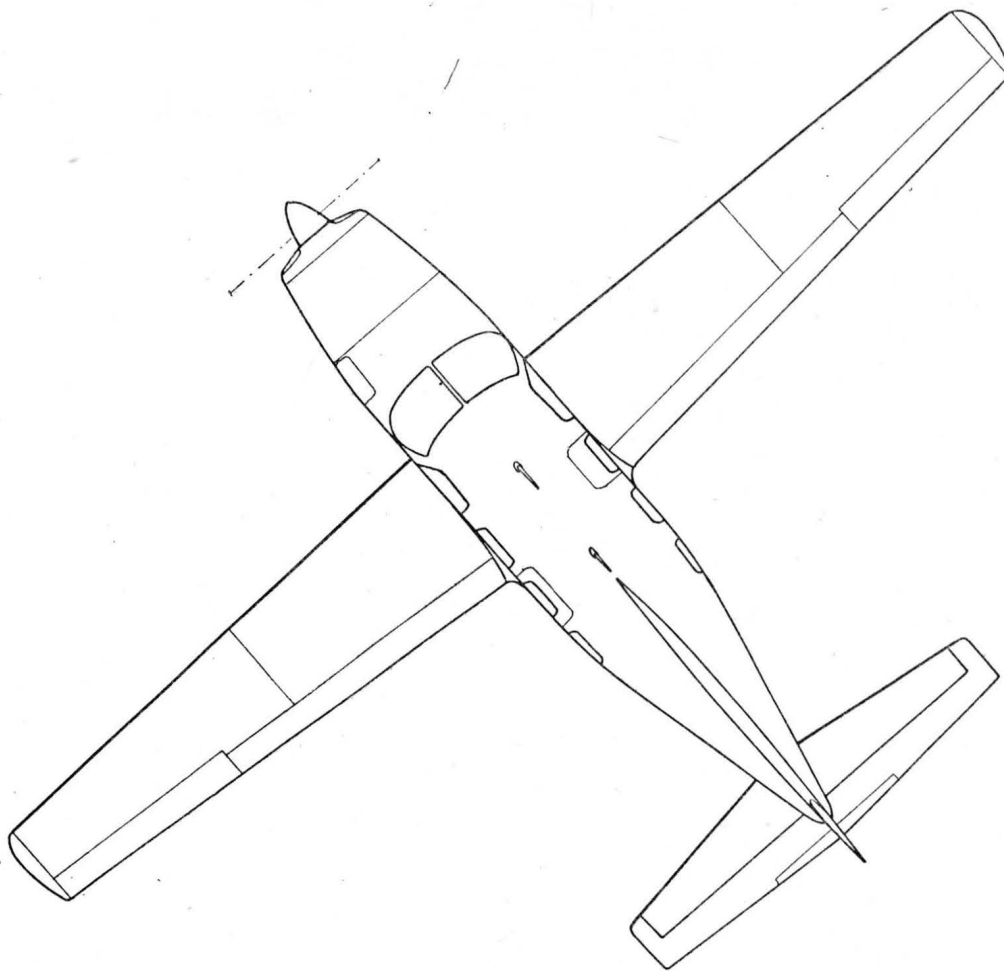
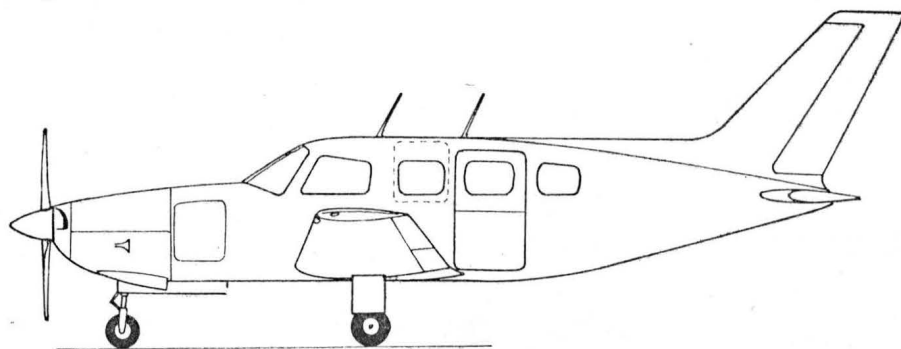
wość instalowania różnorodnego wyposażenia dodatkowego wg życzenia odbiorcy — w skład oferowanego zestawu wchodzi m.in. pilot automatyczny King KFC-150, urządzenie radionawigacyjne King KNS-81 i radar Sperry. Samolot jest dopuszczony do lotów w warunkach VFR i IFR oraz podczas oblodzenia.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Samolot PA 46 Malibu jest pierwszym jednosilnikowym samolotem nowej rodziny Pipera z ciśnieniową kabiną o komforcie i rozwiązaniach wnętrza nie ustępujących większym maszynom. Prace projektowe nad samolotem Malibu rozpoczęto na przełomie 1978/1979 r. Przedprototyp (jeszcze o konstrukcji mieszanej — z użyciem rurek i drewna) wykonywany w wytwórni Pipera w Vero Beach na Florydzie ukończono już 30 listopada 1979 r. Próby różnych rozwiązań konstrukcyjnych (m.in. kadłuba szczelnego, uszczelnienia drzwi, zamków) trwały do 1982 r., kiedy to rozpoczęto produkcję seryjną, początkowo 9 szt. miesięcznie. Przedłużenie okresu prób pozwoliło na uniknięcie poważniejszych zmian podczas produkcji pierwszych egzemplarzy seryjnych. Samolot Piper PA 46 Malibu uzyskał certyfikat FAA we wrześniu 1983 r. Samolot zademonstrowano po raz pierwszy 26 listopada 1982 r. Rozwinięcie produkcji seryjnej nastąpiło jesienią 1983 r. Do 1 sierpnia 1984 r. wyprodukowano 60 egz. samolotu. Jako wersja rozwojowa przewidywany jest samolot z silnikiem turbośmigłowym, o znacznie poprawionych osiągnięciach pionowych. Malibu charakteryzuje się stosunkowo niskim zużyciem paliwa przy dość dużej prędkości przelotowej. W maju 1984 r. pobito na samolocie Malibu rekordy przelotów na trasach: Tampa (Floryda) — Gander (Nowa Fundlandia) — czas 8 h 27 min (średnia prędkość 395,15 km/h) i Gander — Monachium (RFN) — czas 12 h 54 min (średnia prędkość 366,32 km/h). W 1984 r. samolot Piper PA 46 Malibu z wyposażeniem IFR oferowano za cenę 275 000 dol.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	13,11 m
Długość	8,66 m
Wysokość	3,44 m
Rozpiętość usterzenia	4,42 m
Baza podwozia	2,44 m
Rozstaw podwozia	3,75 m
Srednica śmigła	2,03 m
Długość wnętrza kabiny	3,76 m
Szerokość wnętrza kabiny	1,26 m
Wysokość wnętrza kabiny	1,19 m
Szerokość przejścia między fotelami	0,17 m
Wysokość nad siedzeniami foteli	0,97 m
Powierzchnia skrzydła	16,26 m ²
Wydłużenie skrzydła	10,57
Pojemność bagażnika przedniego	0,40 m ³
Pojemność bagażnika tylnego	0,57 m ³
Masa własna (wyposażenie standard)	1066 kg
Masa do kołowania maks.	1868 kg
Masa startowa maks.	1860 kg
Masa ładunku użytecznego	753 kg
Masa bagażu	2 × 45,5 = 91 kg
Obciążenie powierzchni nośnej maks.	114,25 kg/m ²

Obciążenie mocy maks.	8,05 kg/kW
Prędkość maks.	434 km/h
Prędkość przelotowa (75% mocy)	398 km/h
Prędkość przelotowa (65% mocy)	380 km/h
Prędkość przelotowa (55% mocy)	363 km/h
Prędkość min. bez kłap	126 km/h
Prędkość min. z kłapami	108 km/h
Wznoszenie maks.	5,8 m/s
Pałap	7620 m
Zasięg (kołowanie, start, wznoszenie i przelot na pałapie optymalnym, rez. 45 min):	
— 75% mocy	2464 km
— 65% mocy	2631 km
— 55% mocy	2881 km
Zasięg maks.	2950 km
Rozbieg	439 m
Start na 15 m	617 m
Łądowanie z 15 m	463 m
Dobieg	195 m
Zużycie paliwa przy prędkości 398 km/h	64 l/h
	(= 16 1/100 km)



Wpływ deszczu i zanieczyszczeń powierzchni nośnej na zachowanie w locie samolotów o układzie kaczki (IV)

W niniejszej pracy omówiono próby w locie samolotów amatorskich o układzie kaczki. Publikując materiał, redakcja pragnie zwrócić uwagę Czytelników na kilka istotnych zagadnień, związanych z bezpieczeństwem wykonywania prób.

— Wykonywanie prób i pomiarów w locie wymaga zarówno specjalistycznej wiedzy, jak i doświadczenia, a opisy sposobów przeprowadzania poszczególnych prób podane niżej nie pretendują nawet do kompletności. Wyniki prób tylko wtedy mogą być miarodajne, gdy próby zostały wykonane poprawnie.

— Niektóre z proponowanych prób (np. pomiary prędkości przeciągnięcia w zakręcie) mogą wymagać użycia specjalnych urządzeń zabezpieczających (np. spadochronika przeciwkorkociągowego) i już choćby z tego względu nie mogą być wykonywane po amatorsku.

— Proponowane przyklejanie taśmy na krawędziach natarcia powierzchni nośnych niesie niebezpieczeństwo nie tylko jej niesymetrycznego całkowitego odklejenia się (o czym wspomniano w artykule) ale i — dużo bardziej krytyczne — częściowe jej odklejenie się i stworzenie czegoś w rodzaju interseptora. Nawet kilkumilimetrowy interseptor na całej rozpiętości skrzydła może okazać się skuteczniejszy od pełnego wychylenia lotek w przeciwną stronę.

Dlatego pragniemy podkreślić, że korzystanie z opublikowanych uwag wymaga zarówno wiedzy i doświadczenia, jak i zdrowego rozsądku.

Redakcja

Uwagi i zalecenia

Zasadą postępowania podczas prowadzenia badań w locie samolotów jest „być przygotowanym”. Nawet gdy samolot jest pięćsetnym egzemplarzem dobrze znanego typu, należy o tym pamiętać, że jest on kategorii EKSPERYMENTALNEJ (chodzi o sytuację w USA — Red.).

Zaleca się, aby najbardziej krytyczne próby w locie wykonywać dopiero po wykonaniu pozostałych. Wprawdzie istnieją liczne samoloty o układzie kaczki, które nie wykazują zmian zachowania w locie (ZZL), ale zdarzyło się już dostatecznie dużo kłopotów z zachowaniem się samolotu, aby uzasadnić głęboką nieufność w tym zakresie, a całkowitą pewność można uzyskać, przeprowadzając odpowiednie próby w locie. Ze względu na fakt, że na ZZL wpływa bardzo wiele czynników, jedynym pewnym sposobem poznania zachowania się samolotu w warunkach zanieczyszczenia powierzchni nośnych jest wykonanie odpowiednich prób w locie, polegających na symulowaniu tych warunków. Ponieważ do przeprowadzania prób w locie potrzebne są odpowiednie kwalifikacje i doświadczenie, zaleca się powierzenie tej pracy odpowiedniemu pilotowi.

Gdy chodzi o samolot zbudowany wg zakupionych planów, zaleca się zawiadomienie konstruktora o wynikach prób. Sprawozdanie powinno zawierać co najmniej następujące pomiary:

- długość startu,
- wznoszenie po starcie,
- prędkość i długość lądowania,
- siły na drążku i wychylenia steru,
- manewrowanie na prędkości podejścia.

Zaleca się także pomiar kątów natarcia oraz wychylenia steru wysokości. Konstruktor może wtedy porównać te informacje z wynikami własnych prób w locie i wynikami prób na innych egzemplarzach, aby określić najbardziej krytyczne czynniki wpływające na ZZL. W przypadku samolotów, które odznaczają się wyraźnymi ZZL, konstruktorzy powinni podawać w opisie budowy szczegółowe wskazówki dotyczące sprawdzenia i pomiarów krytycznych elementów tych samolotów.

Poniżej podane są uwagi dot. prób w locie, które powinny być wykonane dla samolotu, o którym nie ma żad-

nych informacji nt. wpływu zanieczyszczeń na ZZL oraz nt. możliwych sposobów usuwania kłopotów typu ZZL.

Próby w locie

Przed przystąpieniem do prób, samolot musi być wyposażony w dokładny prędkościomierz i wariometr, ponadto musi być wykonane skalowanie prędkościomierza. Musi być zainstalowany termometr powietrza (na zewnątrz samolotu). Dokładność wskazań prędkości jest bardzo ważna do analizy wyników pomiarów. Końcówki pomiarowe umieszczone w różnych miejscach samolotu z reguły dają różne wskazania prędkości (błąd położenia rurki).

Pomiar kąta natarcia jest pożyteczny, ale nie stanowi bezwzględnie wymagania. Może on być wykonany za pomocą stosunkowo prostej płytki („chorągiewki wskaźnikowej”) umieszczonej w odległości ok. pół metra przed skrzydłem, w pobliżu końca skrzydła, ale to urządzenie musi być wyskalowane na wpływ odchylenia strug. Do tego potrzebne jest wykonanie lotów poziomych z różnymi prędkościami w rozporządzalnym zakresie i porównanie odczytów z chorągiewki z odczytami chyłomierza podłużnego w kabinie. Zakres zmian kąta będzie mały (ok. 15°) i potrzebna jest dokładność odczytu wynosząca ok. 1/4°. Można użyć potencjometru i mostka do określania kąta wychylenia chorągiewki. Ze względu na to, że o ZZL decydują zjawiska w warstwie przyściennej, zalecana jest wizualizacja przepływu w tej warstwie. Można ją wykonać którąkolwiek z dwóch prostych metod. Pierwsza, polegająca na użyciu chemikaliów sublimujących, jest opisana w [3]. Metoda ta została z powodzeniem wykorzystana w NASA i zasługuje na polecenie.

Druga metoda jest podobna, ale wykorzystuje się w niej zwykły olej zamiast chemikaliów. Bywa stosowana w badaniach tunelowych. Wymaga kilkunastu litrów zużytego (czarnego od cząstek węgla) oleju silnikowego. Olej rozprzyszcza się równomiernie na powierzchniach nośnych, tak aby uzyskać cienką jego warstwę, która będzie miała tendencję do przesuwania się do strefy położonej bezpośrednio za punktem przejścia. Należy upewnić się, że olej nie będzie skupiał się w krople, bo wtedy spowodowałby efekt zanieczyszczenia powierzchni nośnych, taki sam jak deszcz lub owady. Może okazać się konieczne zmniejszenie lepkości oleju (rozcieńczenie go naftą). Potrzebny jest ponadto obserwator do notowania zachowania się oleju w różnych stanach lotu.

Należy się spodziewać, że punkt przejścia znajduje się na ok. 50% cięciwy na usterzeniu i nieco bardziej w przodzie na skrzydle. Jeżeli próby wykazują, że punkt przejścia jest w pobliżu krawędzi natarcia oznacza to, że strefa przepływu laminarnego jest mała i należy się spodziewać tylko bardzo łagodnych (jeżeli w ogóle wystąpią) ZZL. Duży obszar przepływu laminarnego zapowiada natomiast wyraźne ZZL.

Próby należy wykonać dla jednego wyważenia i ciężaru samolotu, ale dla co najmniej trzech prędkości. Należy pamiętać o starannym usunięciu materiału użytego do wizualizacji po zakończeniu prób. Podczas tych prób należy obserwować położenie steru wysokości odpowiadające lotowi poziomemu przy danym ciężarze i wyważeniu. Wychylenie steru powinno być bliskie zeru lub odpowiadać położeniu podanemu przez konstruktora. Jeżeli różni się ono o więcej niż parę stopni, należy starannie sprawdzić wzajemne ustawienie elementów samolotu oraz inne okoliczności opisane w poprzednich częściach art.

Następnie należy wykonać pomiary długości i prędkości startu oraz wznoszenia na mocy startowej dla zakresu prędkości od prędkości bezpiecznej przy starcie do prędkości nieco większej od prędkości przy maksymalnym wznoszeniu, przy podziale prędkości równej 5÷10 km/h. Wykonuje się to metodą pomiaru czasu wznoszenia od jednej wysokości do drugiej (metoda „zębów piły”). Można także mierzyć prędkości opadania (silnik na biegu luzem)

przy tych samych prędkościach, podczas schodzenia do następnego pomiaru. Należy zwrócić uwagę na niebezpieczeństwo przegrzania się lub przechłodzenia silnika.

Następnie wykonuje się kompletne pomiary zależności prędkości od wychylenia steru wysokości (których rezultaty przedstawiono w poprzednich częściach art.) dla wszystkich ciężarów i wyważań. Stanowią one podstawę (punkt odniesienia) dla prób specjalnych, które będą wykonywane w następnej kolejności. Do wykonania pomiarów są potrzebne: podziałka i wskaźnik kąta wychylenia steru i klapki wyważającej. Dla steru wysokości wymagana jest dokładność ok. $1/4^\circ$ i możliwość odczytu ok. $1/2^\circ$. Dla klapki wyważającej wymagana dokładność wynosi $1 \div 2\%$ pełnego wychylenia. Zaleca się wykonywanie tych pomiarów na wysokości nie mniejszej niż ok. 1000 m nad poziomem terenu. Próby te wykonuje się dla przechyleń 30° i 60° w ustalonym zakreśle.

Należy sprawdzić zachowanie się samolotu w prawidłowych zakrętach przy prędkości podejścia oraz przy prędkościach przyziemienia. Zaczynając od płytkich zakrętów, należy obserwować ewentualną tendencję do podnoszenia lub opuszczania nosa. Należy notować ewentualne wychylenia lotek lub steru kierunku potrzebne do poprawiania tendencji do przechylania lub odchylenia samolotu, wywołanych częściowymi oderwaniami przepływu na usterzeniu lub skrzydle. Jeżeli wystąpi opuszczenie nosa, należy trzymać stery nieruchomo i obserwować dalsze zachowanie się samolotu, zanotować też prędkość opadania.

Należy wypróbować także „usiłowanie wyprowadzenia” przez dalsze ściągnięcie drążka. Może to spowodować pogorszenie sytuacji przy jednoczesnym wzroście prędkości. Wtedy należy wyprowadzić przez oddanie drążka — podniesienie steru wysokości (w samolocie typu kaczką), co spowoduje wyjście usterzenia ze stanu przeciągnięcia. Należy zanotować wielkość utraty wysokości przy wyprowadzeniu. Podobne próby należy wykonywać dla coraz większych przechyleń w zakreśle, jednak nie przekraczając przechyleń spotykanych w normalnym użytkowaniu.

Omówione niżej próby mają na celu wyprobowanie właściwości samolotu przy sztucznie wytworzonym turbulentnym przepływie na usterzeniu, w celu symulowania wystąpienia zanieczyszczeń. Próby te stwarzają dodatkowe niebezpieczeństwo i powinny być wykonywane wyłącznie przez osobę w pełni wykwalifikowaną w pilotowaniu samolotu w warunkach mogących wymagać wyprowadzania ze stanów niebezpiecznych.

Przygotowanie samolotu do prób polega na starannym oczyszczeniu na krawędzi natarcia skrzydła i usterzenia pasa powierzchni o szerokości 7,5 cm (na górnej i na dolnej powierzchni). Oczyszczenie musi obejmować także umycie powierzchni środkami zapewniającymi dobre przyklejenie taśmy samoprzylepnej. Należy nakleić pas taśmy o podwójnej grubości (ok. $0,2 \div 0,25$ mm) i o szerokości $6 \div 18$ mm zarówno na górnej, jak i na dolnej powierzchni, w odległości ok. 5 cm od krawędzi natarcia. Bardzo ważne jest, aby taśma wyjątkowo dobrze przyklepała się i aby była dokładnie przyciśnięta do powierzchni. Taśmę należy naklejać odcinkami po ok. 30 cm, aby uniknąć odklejenia się jej na całej rozpiętości skrzydła w przypadku małej niedokładności przyklejenia na jednym końcu. Do pierwszych lotów taśmę należy dokładnie nakleić tylko na nasadowej części skrzydła i usterzenia, aby uniknąć ewentualnego wystąpienia dużych momentów przechylających i zbliżyć się ostrożnie do warunków krytycznych.

Po naklejeniu taśmy należy wykonać kilka szybkich kołowań (przy średnim położeniu środka ciężkości), aby sprawdzić, czy wystarczy steru wysokości do oderwania samolotu w zakresie pierwszych 25% długości rozporządzonego pasa.

Jeżeli jest możliwe oderwanie samolotu bez konieczności osiągnięcia nadmiernej prędkości, należy zastosować niewielką ilość substancji używanej poprzednio do wizualizacji opływu dla upewnienia się, że taśma istotnie powoduje zmianę opływu. Substancję należy umieścić w dobrze widocznym miejscu na skrzydle i wykonać start z pomiarem długości i prędkości startu. Jeżeli przepływ nie wydaje się być zaburzony taśmą, należy po wylądowaniu dodać jeszcze jedną warstwę taśmy. Jeżeli opływ jest zaburzony, należy powtórzyć pomiary prędkości wznoszenia, prędkości opadania i charakterystyki prędkości wychylenia steru dla porównania z wynikami poprzednich pomiarów.

Należy starannie zmierzyć minimalną prędkość wyważenia samolotu w konfiguracji do lądowania. Następnie należy sprawdzić zachowanie się samolotu w prawidłowych zakrętach, obserwując wszelkie zmiany właściwości, które mogą być związane ze zmianą opływu. W przypadku za-

ważenia efektów niekorzystnych lub niebezpiecznych — należy natychmiast przerwać próby.

Przy lądowaniu wykonywać tylko łagodne zakręty i utrzymywać prędkość nie mniejszą niż 130% zmierzonej minimalnej prędkości wyważenia. Należy zanotować prędkość i długość lądowania oraz porównać wyniki pomiarów bez taśmy i z taśmą i określić wpływ tej ostatniej. Nie powinno być zbyt dużych różnic kąta wychylenia (najwyżej $1 \div 2^\circ$). Jeżeli wyniki są zadowalające, można przedłużyć taśmę do połowy rozpiętości każdego skrzydła i powtórzyć próby aż do stwierdzenia, że właściwości są nadal zadowalające. Jeżeli zmiany wywołane poprzednimi oklejeniami powierzchni nośnych są nieznaczne, można okleić ich całą rozpiętość. W innym przypadku należy nadal stosować stopniowe powiększanie długości taśm do chwili, gdy wyniki wskażą, że dalsze prowadzenie prób jest niebezpieczne. Próby te należy wykonać także dla skrajnego przedniego, a następnie skrajnego tylnego położenia środka ciężkości. Skrajne tylne położenie środka ciężkości będzie prawdopodobnie najbardziej krytyczne, toteż należy zachować ostrożność.

Powyższe próby odtwarzają zachowanie się samolotu w skrajnych przypadkach wystąpienia zanieczyszczeń powierzchni nośnych przez deszcz lub owady.

Jeżeli nie można było przeprowadzić pełnych prób, niezbędne jest wprowadzenie odpowiednich ograniczeń warunków użytkowania, tak aby wyeliminować sytuacje, w których mogłyby wystąpić zanieczyszczenia.

Praktyczną wskazówką do opisanej metody jest przestrzeganie jak najkrótszego pozostawiania taśmy na samolocie — najwyżej kilka dni, ze względu na ewentualność uszkodzenia lakieru powierzchni nośnych.

Uwagi nt. podejścia pilota do problemu

Przy wykonywaniu lotów na samolocie, który nie został wszechstronnie zbadany pod kątem ZZL, trzeba być przygotowanym na możliwość niespodziewanego wystąpienia tego zjawiska i konieczność natychmiastowych działań zaradczych.

Należy wykonywać lotów w deszczu lub śniegu ani na lotniskach, na których występuje duża ilość owadów. W miarę możliwości należy utrzymywać środek ciężkości w pobliżu środka zakresu dopuszczalnych wyważań (nie wolno dopuszczać położań bardziej przednich).

Należy dokładnie sprawdzić czystość powierzchni nośnych oraz ruch sterem wysokości w dół. Ograniczenie wychylenia powinno być wyraźne, bez tendencji do „przysysania”.

Nie należy startować z lotnisk porośniętych wysoką trawą, która może uderzać o krawędzie natarcia.

Przy starcie trzeba sprawdzić, czy do oderwania nie jest wymagana nadmierna prędkość, w razie wątpliwości — przerwać start. W przypadku nagłej utraty mocy przez silnik należy unikać gwałtownych wychyleń steru wysokości i przechyleń w zakrętach.

W razie trafienia w czasie lotu w strefę deszczu, mżawki, mgły lub owadów, należy unikać małych prędkości i głębokich zakrętów. Trzeba wykonać płaskie i proste podejście z prędkością o $18 \div 25$ km/h większą od normalnej.

Trzeba być przygotowanym na dodanie gazu, gdyby samolot opuścił nos i należy pozwolić mu następnie na rozpełnienie się. Trzeba unikać gwałtownego ściągania drążka i odczekać z próbami wyprowadzenia do chwili, gdy samolot nabierze prędkości. Przy lądowaniu trzeba liczyć się z większym dobiegiem, zaś przy odjeździe na drugi krąg — z mniejszą prędkością wznoszenia, przy tym nie wolno wykonywać głębokich zakrętów.

Usuwanie poważnych zmian zachowania się w locie

Jeżeli poprzednie próby ujawniły występowanie na tyle silnych ZZL, że samolot nie może być uznany za prawidłowy, powstaje konieczność usunięcia tych zjawisk.

Gdy chodzi o samolot budowany wg kupionej dokumentacji, należy starać się uzyskać informacje od wytwórcy. Jeżeli projekt jest oryginalny, należy kierować się wskazówkami podanymi w poprzednich częściach tego cyklu.

Należy sprawdzać geometrię samolotu (kąty ustawienia powierzchni nośnych), zwłaszcza czy usterzenie nie jest zaklinowane na zbyt mały lub zbyt duży kąt. Można przeklinować je przy użyciu podkładek w okuciach albo wykonać okucia na nowo. Następnie należy sprawdzić dokładność wykonania profilu powierzchni nośnej (za pomocą szablonów). Niektóre niedokładności mogą być poprawione za pomocą pianki wypełniającej, inne mogą wyma-

gać zbudowania nowej powierzchni nośnej. Należy przenieść przesunąć do tyłu środek ciężkości — zmniejszenie obciążenia usterzenia może złagodzić ZZL.

Jednym z możliwych sposobów modyfikacji projektu jest wprowadzenie mechanizmu symetrycznego wychylenia lotek np. takiego, jak zastosowany w samolotach Quickie. Można także zainstalować niewielką ruchomą poziomą powierzchnię nośną, na tylnym końcu kadłuba, zapewniającą dodatkowy moment podłużny, dobierany w czasie lotu. Najbardziej drastycznym (ale też najskuteczniejszym) rozwiązaniem jest wykonanie nowej powierzchni nośnej przy zastosowaniu profilu mniej wrażliwego na oderwanie opływu. Niestety, nie ma zbyt wielu danych na których można by oprzeć tę decyzję. Być może niektóre z najnowszych komputerowych technik projektowania profili stworzą nadzieję na uzyskanie takich profili.

Należy jednak podkreślić, że zmian profilu można dokonać wyłącznie po wyczerpaniu innych środków. Zmiana taka musi być oczywiście konsultowana z konstruktorem samolotu i z organem nadzoru lotniczego.

Uwagi końcowe

Omawiane zjawiska symetrycznego oderwania na powierzchniach nośnych nie są jedynymi zjawiskami, jakie mogą wystąpić w warunkach zanieczyszczenia powierzchni nośnych. Ze względu zarówno na pewną niesymetrię każ-

dego samolotu, jak i na możliwość wystąpienia niesymetrycznych zanieczyszczeń powierzchni nośnych, należy spodziewać się wystąpienia niesymetrii zjawisk oderwania, a zatem i tendencji do przechyłania i odchyłania się samolotu.

Artykuł ten został przedstawiony jako pogląd autora, prezentowany na podstawie doświadczeń zebranych w trakcie budowy i użytkowania samolotów amatorskich.

Autor nie ponosi odpowiedzialności za skuteczność i poprawność działań, podjętych na podstawie jego uwag i założeń.

Na podstawie artykułów D. Hewesa w czasopiśmie *Sport Aviation* z 1983 r. opr. A.K.

LITERATURA

1. L. P. YIP, P. F. COY: Wing-Tunnel Investigation of a Full-Scale Canard-Configured General Aviation Aircraft. 13th ICAS Congress/AIAA Aircraft Systems and Technology Conference, Seattle, Washington, Aug. 22-27, 1982. ICAS Paper Number 82-6.8.2.
2. B. J. HOLMES, C. J. OBARA: Observations and Implications of Natural Flow on Practical Airplane Surfaces. 13th ICAS Congress/AIAA Aircraft Systems and Technology Conference, Seattle, Washington, Aug. 22-27, 1982. ICAS Paper Number 82-5.1.1.
3. B. J. HOLMES, C. C. CROOM, C. J. OBARA: Sublimating Chemical Method for Detecting Laminar Boundary-Layer Transition Handout available from Dr. Holmes, Mail Shop 286, Langley Research Center, Hampton, VA 23665.
EO/K/620/86

Przełącznikowy układ do pomiaru prędkości obrotowej silnika i wirnika wiatrakowca

Mgr inż. JANUSZ DOMAŃSKI

Doc. dr inż. MIECZYSLAW FOLTYŃSKI

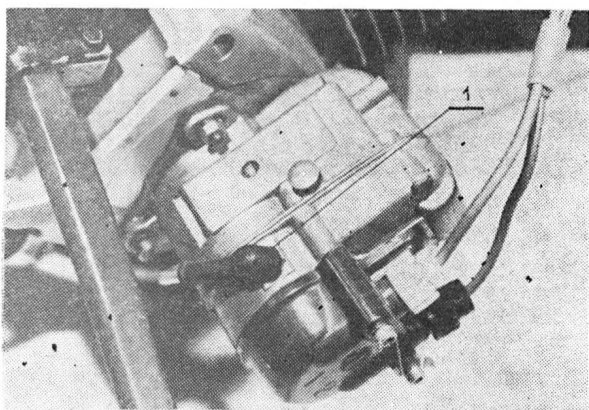
Inżynier Maszyn Ciepłych
Politechniki Częstochowskiej

Wymóg drastycznego ograniczenia masy konstrukcji ultralekkich zmusza do poszukiwania rozwiązań, w których każdy element konstrukcyjny pełni dwie funkcje lub więcej. Zasadę tę zastosowano w pracach modernizacyjnych wiatrakowca MF-08 Ważka powstającego w Kole Amatorów Konstruktorów Aeroklubu Częstochowskiego przy czynnym udziale Studenckiego Koła Naukowego Energetyków Politechniki Częstochowskiej. Inspiracją do prac modernizacyjnych były spostrzeżenia poczynione podczas pierwszych prób wiatrakowca. Ujawnione tam usterki i niedobór rozwijalnej mocy zmusiły do analizy masowej wielu elementów konstrukcyjnych, zwłaszcza że wysięgnik pasowej przekładni zębatej i wieżyczka mocowania głowicy wirnika wymagały zwiększenia sztywności. Stosowany uprzednio baterijny układ zapłonowy z wykorzystaniem dwóch cewek, przerywacza z regulatorem odśrodkowym (pochodzącym od silnika Trabant) i akumulatora 6 V 10 Ah o łącznej masie 3,72 kg zastąpiono iskrownikiem Katek (rys. 1), który wraz ze sprzęgłem i pokrywą mocującą ważył jedynie 2,64 kg. Zapewniło to dodatkowo niezależnienie się od konieczności okresowego ładowania akumulatora (brak prądnicy pokładowej).

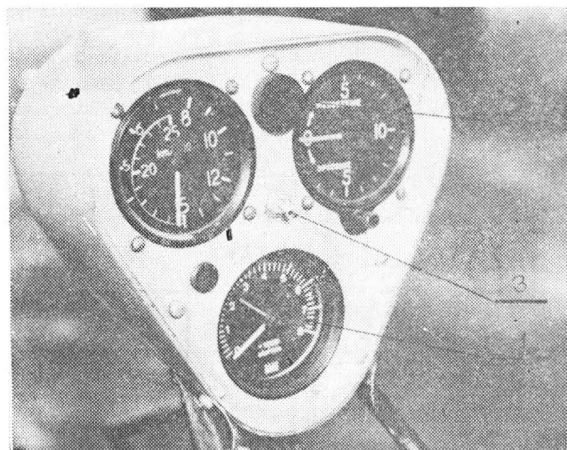
Wątpliwości co do realności zastosowania iskrownika pochodzącego od 4-suwowego silnika o prędkości obrotowej

3000 obr./min zniknęły po uzyskaniu wyników badań rozdzielczości iskiek tego iskrownika dla 0÷6500 obr./min. Otrzymane maksymalne wartości odchylenia $\Delta\alpha = 0,5^\circ / \pm 1,5^\circ$ zostały uznane za dopuszczalne, co przesądziło o możliwości montażu w szybkobieżnym silniku MF-06 o pojemności skokowej 345 cm³ opisywanej konstrukcji.

Ubočnym i niekorzystnym efektem tej zmiany była konieczność modyfikacji silnikowego obrotomierza elektrycznego (1 na rys. 2) zasilanego napięciem 12 V baterijnego układu zapłonowego. Znacznie wyższe, zależne od prędkości obrotowej, i zmienne napięcie obwodu pierwotnego nowo wbudowanego iskrownika zmusiły do przebudowy części elektronicznej obrotomierza. Zarówno zakres wymaganych zmian, jak i wspomniana chęć zmniejszenia masy konstrukcji nasunęły myśl wyeliminowania oddzielnego układu pomiaru prędkości obrotowej wirnika. Tak sformułowane zadanie komplikowały przyjęte uprzednio rozwiązania systemu sterowania osią wirnika. Stosując (podobnie do konstrukcji wiatrakowca Bensen) wiszący drążek, dzięki odmiennemu układowi ułożyskowania (rys. 3) uzyskano „samolotowe”, a nie „lotniowe” reakcje na wychylenia sterownicy. Ta cenna, bo zgodna z nawykami pilo-

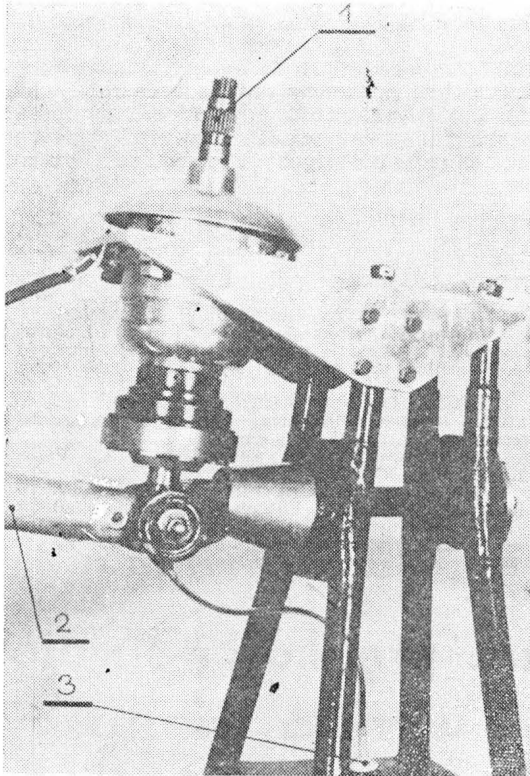


Rys. 1. Iskrownik Katek z dodatkowym zaciskiem wyłącznika zapłonu 1



Rys. 2. Tablica przyrządów wiatrakowca MF-08 Ważka: 1 — obrotomierz, 2 — pojemnik akumulatora 9 V, 3 — wyłącznik zapłonu

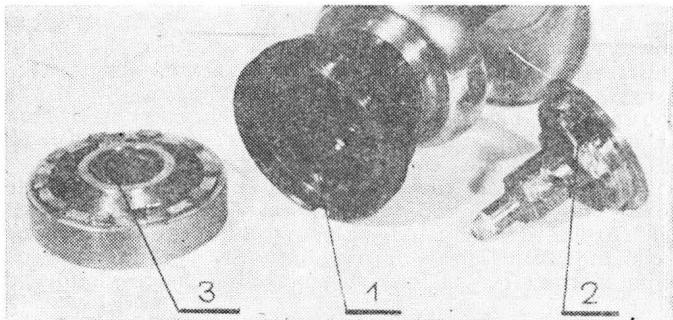
tażowymi, właściwość utrudniła jednak przeniesienie impulsów pomiarowych z wahliwej i obrotowej osi wirnika,



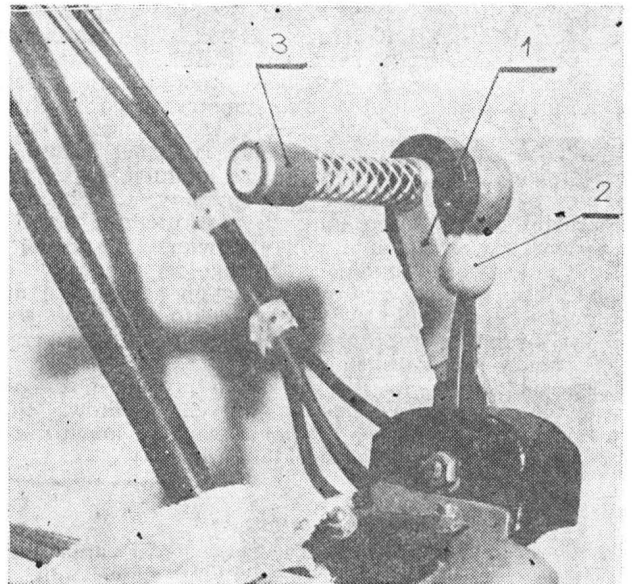
Rys. 3. Widok węzła osadzenia osi wirnika: 1 — oś wirnika, 2 — drążek sterowy, 3 — nieruchome przyłącze nadajnika impulsów

przez ruchomy wokół dwóch osi drążek — do nieruchomego przyłącza instalacji (3 na rys. 3).

Trudności te pokonano przez elektryczne odizolowanie osi wirnika od konstrukcji nośnej wiatrakowca, zastosowanie elastycznego przegubu przewodzącego prąd oraz osadzenie w osi wirnika nieruchomej szczotki współpracującej z ruchomym wieńcem zębatym, spełniającym rolę komutatora. Przestrzeń między zębami została wypełniona żywicą epoksydową, dzięki czemu podczas obrotu wirnika jego oś jest elektrycznie łączona z korpusem tylko wtedy, gdy ruchoma szczotka natrafia na ząb komutatora. Rys. 4 przedstawia budowę szczotki oraz komutatora.



Rys. 4. Oś wirnika z komutatorem: 1 — komutator, 2 — nieruchoma szczotka wraz z łożyskowaniem, 3 — wahliwe łożysko napędu sterownicy



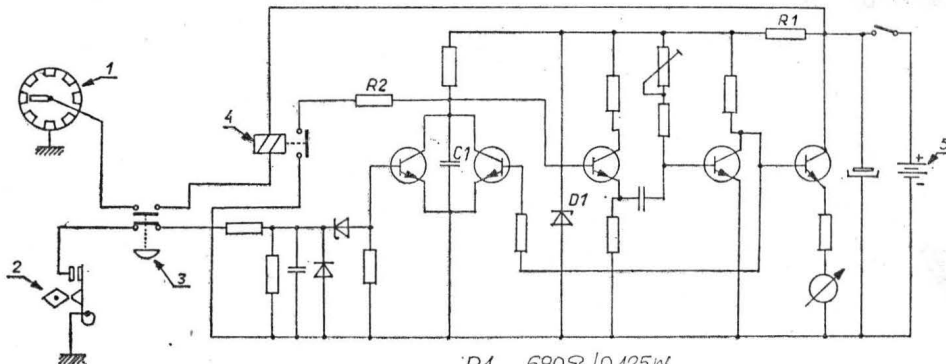
Rys. 5. Dźwignia sterowania przepustnicami gaźników: 1 — przełącznik główny, 2 — przełącznik rozruchowy, 3 — przycisk przełącznika obrotomierza

Impulsy prądu przepływającego przez komutator są podawane przez przełącznik na wejście zmodyfikowanego elektronicznego obrotomierza samochodowego typu MS2 produkcji Mera-Lumel (1 na rys. 2). Liczba przesyłanych impulsów jest zależna od liczby zębów komutatora oraz od prędkości obrotowej wirnika.

Zastosowanie przełącznika pozwala na wykorzystanie tego samego obrotomierza do pomiaru zarówno prędkości obrotowej silnika, jak i prędkości obrotowej wirnika wiatrakowca. Przełącznik został umieszczony na dźwigni przepustnicy (rys. 5) i w normalnym położeniu pozwala na pomiar prędkości obrotowej silnika. Po wciśnięciu przełącznika obrotomierz mierzy prędkość obrotową wiatrakowca.

Na rys. 6 przedstawiono schemat elektryczny obrotomierza z wprowadzonymi modyfikacjami. Zmieniony został opornik R1 oraz dioda Zenera D1. Pozwoliło to na zmniejszenie napięcia zasilania z 12 V do 9 V i na zastosowanie do zasilania układu małego akumulatora 9 V produkcji radzieckiej. Sygnał z wału wirnika przez przełącznik uruchamia przekaźnik kontaktronowy. Styki kontaktronu łączą przez dodatkowy opornik R2 kolektory tranzystorów wejściowych z „minusem” zasilania. Ponadto pomiędzy połączone kolektory tranzystorów wejściowych a ujemny biegun zasilania został włączony dodatkowy kondensator C1. Parametry i typ zastosowanych elementów pokazano na rys. 6. Tak zmodyfikowany układ wejściowy jest nieczuły na zakłócenia w postaci szumów powodowanych przesuwaniem szczotki po komutatorze oraz na drgania styków kontaktronu.

Przeprowadzone próby wykazały, że jeśli instalacja zostanie wykonana pojedynczymi, ekranowanymi przewodami, układ działa poprawnie przy prędkości obrotowej silnika 0÷7000 obr/min oraz przy prędkości obrotowej wiatrakowca 0÷400 obr/min. Błąd wskazań jest wówczas nie większy niż 5%. Powszechność stosowania iskrownikowego układu zapłonowego w konstrukcjach lotniczych oraz dostępność elementów układu elektronicznego zapewnia szczególną przydatność instalacji w konstrukcjach amatorskich.



R1 680Ω / 0,125W
R2 100Ω / 0,125W
C1 12 nF / 100V
D1 BZP611C6V2

Rys. 6. Schemat elektryczny zmodyfikowanego obrotomierza elektronicznego: 1 — komutator, 2 — przerywacz, 3 — przełącznik, 4 — kontaktron, 5 — akumulator 9 V, 40 mAh

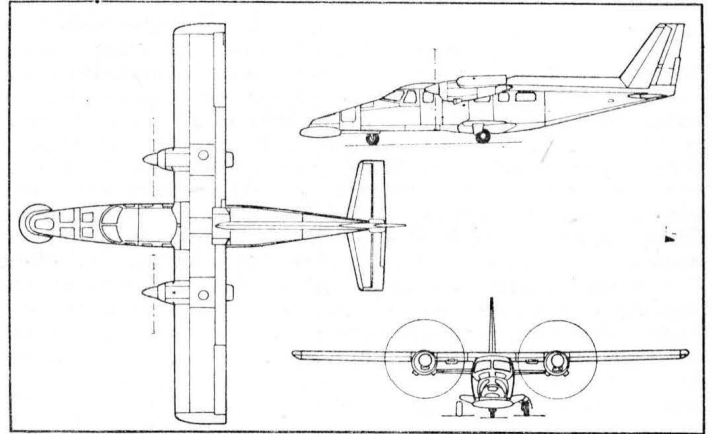
EO/619/K/86

Aeritalia-Partenavia AP68TP-600 Viator • Włochy •

Dwusilnikowy turbośmigłowy samolot wielozadaniowy

AP68TP-600 Viator jest najnowszym samolotem rodziny, która powstała z samolotu P68 zaprojektowanego przez Luigi Pascale i oblatanego przed 15 laty. Wywodzi się bezpośrednio z samolotu AP68TP Spartacus — ma te same silniki, płat i usterzenie. Różnice polegają na przedłużeniu o 0,65 m kadłuba, co pozwoliło na zwiększenie liczby miejsc pasażerskich do 10 i na zastosowanie chowanego podwozia. Jedną z wersji samolotu Viator będzie wersja morska opracowana głównie dla straży przybrzeżnej do patrolowania morza (m.in. do wykrywania zanieczyszczeń) oraz do celów kartograficznych. Wersja ta ma być wyposażona w radar przeszukujący i SLAR, łączący dwie techniki przy użyciu jednego ekranu, zabudowany w przedniej części kadłuba, z anteną przeszukującą o kącie 360° pod częścią nosową i anteną SLAR w osłonie nad kadłubem, między statecznikiem kierunku a krawędzią spływu płata. Monitor TV z ekranem 35,5 cm przedstawia obraz radarowy wytwarzany za pomocą cyfrowego przetwornika (Digital Scan Converter). Samolot z pilotem i trzema operatorami lecąc z prędkością 315 km/h na wysokości 1525 m w strefie patrolowania odległej od bazy o 90 km może za pomocą anteny o kącie 360° przeszukać powierzchnię 238 205 km² w czasie 4,75 h, a z dodatkowym paliwem — 314 000 km² w czasie 6,5 h. Natomiast lecąc z tą samą prędkością i na tej samej wysokości na odcinku 1390 km może za pomocą anteny SLAR objąć po bokach trasy powierzchnię 412 480 km², a z dodatkowym paliwem, na odcinku 1964 km — 527 970 km².

Samolot Viator jest napędzany silnikami Allison 250-B17C o mocy 245 kW (332 KM). Śmigła Hartzell o stałej prędkości obrotowej mają średnicę 2,03 m.



Dane techniczne wersji morskiej

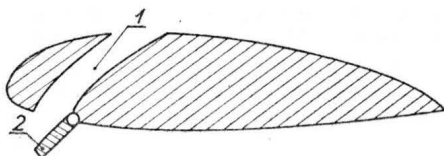
Rozpiętość	12,00 m	Normalna prędkość robocza na wysokości 1525 m	315 km/h
Długość	11,55 m	Prędkość przeciągnięcia z wypuszczonymi klapami	130 km/h
Wysokość	3,64 m	Prędkość wznoszenia n.p.m.	9,4 m/s
Powierzchnia nośna	18,60 m ²	Pułap praktyczny	7625 m
Masa własna	1780 kg	Długość startu na 15 m	462 m
Masa paliwa maks.	680 kg	Długość lądowania z 15 m	504 m
Masa ładunku maks.	770 kg	Maks. zasięg z dodatkowym paliwem	2350 km
Masa do startu maks.	2850 kg		w.K.
Maks. prędkość przelotowa na wysokości 3660 m	400 km/h		

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

● Autor Andrzej Habryń, Polska, zgłosił w Urzędzie Patentowym PRL do opatentowania urządzenie do zwiększania współczynnika siły nośnej i krytycznego kąta natarcia płata o profilu lotniczym.

Urządzenie w części płata przylegającej do krawędzi natarcia ma wykonaną stałą szczelinę 1 zamykaną ruchomą płytką 2. Płytką 2 w położeniu nieroboczym zamyka, a w położeniu roboczym otwiera dolny wylot szczeliny 1. Górny wylot tej szczeliny może być zamykany ruchomą płytką, która może być samodzielnie używana jako interceptor.

Skrót opisu patentowego wynalazku.



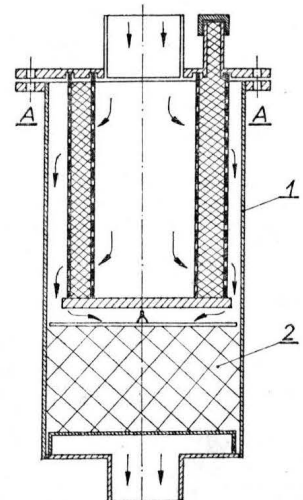
chronionego 4 zastrzeżeniami, zamieszczono w BUP nr 16/1984 w klasie B64C pod nrem P.243757T.

● Polska Akademia Nauk, Instytut Chemii Organicznej zgłosili do opatentowania urządzenie do katalitycznego oczyszczania gazów spalinowych (autorzy: Józef Wrzyszczyk, Jerzy Wojciechowski, Mieczysław Zawadzki, Bogusław Nowicki, Jerzy Mordalski, Janusz Przybyła, Józef Stawski, Edward Jazy). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie oczyszczania spalin z silników spalinowych od zanieczyszczeń toksycznych.

Urządzenie ma komorę 1 usytuowaną w dolnej części obudowy 2, która służy do umieszczenia katalizatora na osnowie ceramicznej w kształcie pierścieni, tworzącego złożo o porowatości 0,5÷0,6. Urządzenie nadaje się do silników wysokoprężnych o mocy 85 kW (115 KM).

Skrót opisu patentowego wynalazku, chronionego 1 zastrzeżeniem, opublikowano

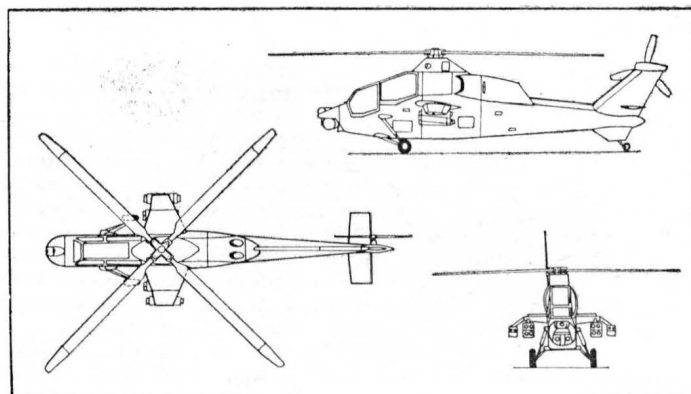
w BUP nr 1/1985 w klasie B01D pod nrem P.242740.



Eurocopter Combat Helicopter • RFN-Francja •

Dwusilnikowy śmigłowiec bojowy

Zgodnie z porozumieniem podpisanym 29 maja 1984 r. między RFN a Francją firmy Messerschmitt-Boelkow-Blohm (MBB) i Aerospatiale utworzyły wspólną organizację Eurocopter SIE w celu opracowania — pod kierownictwem MBB — dwusilnikowego śmigłowca bojowego w trzech wariantach. Podstawą rozwoju nowego śmigłowca ma być zaprojektowany jeszcze w 1974 r. przez MBB śmigłowiec przeciwczołgowy PAH-2. Ma on konwencjonalny układ, opancerzoną kabinę z dwoma amortyzowanymi siedzeniami tandem (tylne umieszczone wyżej) dla pilota i strzelca, czteropłatowy wirnik nośny z laminatowymi łopatkami i odporną na przestrzelenie piastą, trójłopatowe śmigło ogonowe, umieszczone na końcu statecznika kierunku, stałe podwozie, które może zaabsorbować znaczne ilości energii, odporny na uderzenia i przestrzelenie zbiornik paliwa, silniki z tłumikami podczerwieni i układ transmisyjny mogący pracować przez 30 min bez olejenia. Śmigłowiec PAH-2 będzie dalej rozwijany jako śmigłowiec przeciwczołgowy dla armii RFN, uzbrojony w 8 pocisków ATGW-3 i wyposażony w najnowsze urządzenia optyczne, elektroniczne i laserowe. Dwa warianty francuskie, eskortowo-szturmowy HAP i przeciwczołgowy HAC-3G, będą różnić się głównie uzbrojeniem i urządzeniami wizyjnymi. Wszystkie warianty mają być napędzane silnikami MTU/Turbomeca MTM385-R o mocy startowej 900 kW (1200 KM). Przewiduje się zamówienia wynoszące łącznie 427 śmigłowców; dostawy wariantu HAC mają się rozpocząć w 1992 r., wariantu PAH-2 w 1993 r. i wariantu HAC-3G po 1996 r. (podobny włoski śmigłowiec Agusta A129 Mangusta ma rozpocząć służbę w 1986 r.).



Dane techniczne

Srednica wirnika	13,00 m
Długość kadłuba	13,20 m
Wysokość	3,75 m
Rozstaw kół	2,40 m
Baza podwozia	8,40 m

Masa do startu normalna	4800 kg
maksymalna	5000 kg
Prędkość przelotowa maks. wariant PAH-2	250 km/h
warianty HAP i HAC-3G	280 km/h
Długość trwania lotu z 20-min rezerwą paliwa	2,5 h
	W.K.

KSIĄŻKI LOTNICZE

SOBOLEW D. A.: Samoloty osobnych schem. Maszynostrojennije, Moskwa 1985, s. 136, cena 50 kop.

W książce pokazano rozwój samolotów o niekonwencjonalnym układzie: bezogonowców i kaczek. Przedstawiono w niej konstrukcje zrealizowane, a także projekty i patenty. Dokonano dość szczegółowego przeglądu historycznego pokazując równocześnie problemy techniczne rozwiązywane przy konstruowaniu poszczególnych samolotów, jak i w kolejnych okresach.

Bezogonowce przedstawiono od projektu Penauda z 1876 r. i Avion 3 Adera z 1897 r., przez konstrukcje Bielajewa, Fauvela, Czernanowskiego, Lippischa i Hilla (Pterodactyl), po XB-35, DH 108 Swallow, AW-52 i współczesne samoloty odrzutowe o skrzydłach delta.

Rozwój kaczek zaczynają samoloty braci Wright i Santos-Dumont 14 bis. W okresie międzywojennym kolejnymi samolotami o układzie kaczki były: Focke Wulf F-19a Ente i Stefanutti SS-2, podczas wojny Miles Libellula, XP-55 Ascender i J7W1 Shinden, zaś po wojnie MiG-8 Utki, J-37 Viggen, a obecnie Mirage 4000, VariEze, X-29A.

Typy tu wymienione to tylko najważniejsze konstrukcje. W książce przedstawiono ich znacznie więcej oraz zamieszczono rysunki i zdjęcia. Dane techniczne podano w tabelach umieszczonych na końcu książki. Wartość książki podnosi bogata bibliografia (131 pozycji).

Książka jest udaną i interesującą pozycją techniczno-historyczną. Szkoda, że nie wszystkie wymienione w niej konstrukcje zostały zilustrowane.

A.G.

Transport i spedycja lotnicza. Ekonomia, organizacja, technologia. Praca zbiorowa pod red. Wł. Januskiewicza. WKiL, Warszawa 1985, s. 312, cena zł 210.—

W książce przedstawiono główne problemy ekonomiczne transportu lotniczego, ilustrując je przykładami z rozwoju transportu lotniczego na świecie oraz z praktyki polskiego transportu lotniczego. W rozdziale wprowadzającym zdefiniowano zasadnicze pojęcia dotyczące transportu, samolotów, portów lotniczych, kontroli ruchu lotniczego, technologii procesu transporto-

wego oraz struktury organizacyjnej transportu lotniczego w Polsce.

Obszernie omówiono politykę państwa w dziedzinie transportu lotniczego, przedstawiając rolę transportu lotniczego w gospodarce narodowej, oddziaływanie państwa na kształtowanie sieci portów i dróg lotniczych, stan taboru lotniczego i ceny usług lotniczych.

Scharakteryzowano rynek przewozów lotniczych, popyt i podaż lotniczych usług przewozowych oraz ich ceny. Przedstawiono ekonomikę przedsiębiorstwa transportu lotniczego pokazując m.in. elementy składające się na koszt usług przewozowych, kalkulację kosztów, dochody, planowanie i analizę ekonomiczną działalności oraz rachunek efektywności zakupów samolotów. Przedstawiono również organizację sprzedaży usług lotniczych tak pasażerskich, jak i spedycyjnych (towarowych). Książka zaopatrzona jest w bogatą bibliografię.

Książka jest dobrym wprowadzeniem w problematykę ekonomiczną i organizacyjną transportu lotniczego.

A.G.

Ruch oporu w zakładach lotniczych na Okęciu (1939 ÷ 1944)

Dr hab. PIOTR MATUSAK

Po zajęciu ziem polskich i przejęciu polskiego przemysłu lotniczego, w ramach przygotowywanego od początku 1940 r. planu napaści na Związek Radziecki, Luftwaffe rozbudowywała na terenie Generalnego Gubernatorstwa i Ziemi Włocławskiej bazy remontowo-naprawcze. Szczególnie ważną rolę miały spełniać warsztaty i zakłady lotnicze w Warszawie, które stanowiły punkt etapowy pomostu lotniczego między Rzeszą a frontem wschodnim od 1941 r. Niemcy nie tylko tworzyli tu nowe warsztaty lub przenosili je z Rzeszy, ale także przekształcali na nie lotnicze zakłady produkcyjne. W przejętych zakładach, warsztatach i hangarach Niemcy remontowali płatowce i silniki lotnicze.

Lokalizacja i działalność warsztatów

Na warsztaty remontowe na Okęciu zamieniono Państwowe Zakłady Lotnicze — Wytwórnia Płatowców Nr 1 Paluch i Wytwórnia Silników Nr 1 Okęcie (dawne Polskie Zakłady Skody) i pomieszczenia w budynkach b. portu wojskowego 1. pułku lotniczego, portu cywilnego PLL LOT (przed wojną zatrudniały 2000 robotników) oraz Doświadczalne Warsztaty Lotnicze (RWD) i część fabryki kabli Ożarów. Warsztaty te (objęte wspólną nazwą Fliegerhorst Betrieb Frontreparatur GL) nie podlegały Departamentowi Uzbrojenia w Ministerstwie Lotnictwa Rzeszy. Na Okęciu znajdowały się one pod kontrolą Feldluftzeugamt-Paluch, który zajmował się dostarczaniem silników i płatowców do naprawy i odbierał naprawiony sprzęt. Naprawiano w nich płatowce i silniki samolotów mało uszkodzonych (tych, co same mogły przylecieć) i rozbitych (przywożonych koleją). Płatowce lub silniki rozbite dostarczane były do wydziału rozbiorczy w Kablołni Ożarów, gdzie najbardziej uszkodzone i nie nadające się do naprawy przeznaczano na złom (wysyłano go do Rzeszy), na części zamienne, a mniej uszkodzone kierowano do warsztatów naprawczych.

Następujące zakłady (warsztaty) na Okęciu remontowały płatowce:

— warsztat Junkers Frontreparaturbetrieb (FRB) — zatrudniał 1600 osób (w tym 400 Niemców), dyrektorem był Kornhass. Warsztat mieścił się w hangarach b. portu lotniczego LOT-u i w hangarach nr 3—5 b. portu wojskowego. Naprawiał on 40 płatowców miesięcznie (w tym 25 poważnych i 35 drobnych napraw),

— warsztat Fliegerhorst Okęcie — zatrudniał w 1940 r. 200, a w 1943 r. — 600 osób (w tym 200 Niemców), kierownikiem był mjr Schmidt. Warsztat zajmował hangary wojskowe nr 6, 7 i 8. Remontował on 40 płatowców miesięcznie (skrzydła, stery, stateczniki, lotki). Latem 1942 r. montowano tu dodatkowo szybowce transportowe,

— warsztat Feldluftzeugamt-Paluch — zatrudniał 200 Belgów i 100 Niemców. Zajmował hangar nr 9 portu wojskowego. Prowadził drobne naprawy samolotów, które przylatywały z frontu po części zamienne. Prowadził ponadto ok. 15 poważnych remontów miesięcznie,

— warsztat koncernu Daimler-Benz, mieszczący się w budynkach Wytwórni Płatowców Nr 1 PZL na Okęciu-Paluchu i remontujący prócz silników także płatowce.

Silniki remontowały następujące zakłady:

— warsztat BMW — mieścił się w b. zakładach Skody (b. PZL Wytwórnia Silników). Kierownikiem był Gerthenengerg. Warsztat remontował miesięcznie 200÷280 silników BMW 132, 301 i Bramo,

— warsztat Daimler-Benz (kierownik inż. Zaręba) — mieścił się w b. zakładach Skody. Zatrudniał 300 Polaków i 120 Niemców. Remontował miesięcznie 150 silników DB 601, 605 A (m.in. od 6.12.1942 r. do 6.12.1943 r. wyremontowano 217 silników),

— warsztat Jumo — znajdował się w b. zakładach Skody

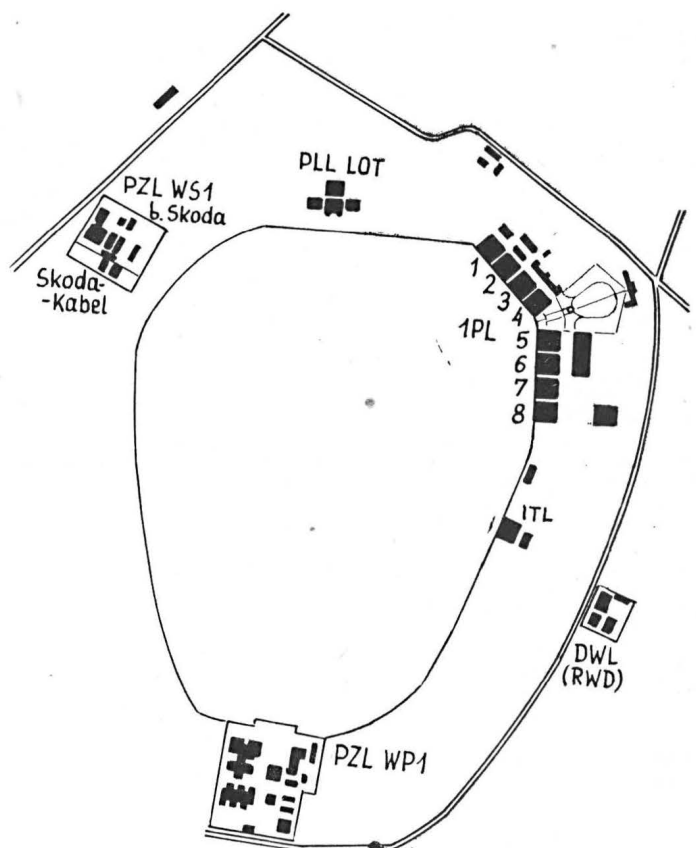
(kierownik Grimm). Remontował miesięcznie 60÷100 silników,

— warsztat Nestler — znajdował się w b. zakładach Skody (kierownik Spitzhage). Zatrudniał 320 Polaków i 17 Niemców. Naprawiał miesięcznie 120 silników typu Argus As-10 i As-410 (m.in. w grudniu 1942 r. i styczniu 1943 r. — 130 As-410 i 120 As-10),

— warsztat Francke Werke — Frontreparaturbetrieb GL (FRB GL) Warschau — mieścił się w b. Doświadczalnych Warsztatach Lotniczych (RWD). Do października 1942 r. remontował silniki Bramo Fafnir 323, następnie rozpoczął produkcję sań motorowych,

— warsztat Daimler-Benz — mieścił się w Wytwórni Płatowców Nr 1 PZL na Okęciu-Paluchu i remontował silniki DB 601 i in. tej firmy,

— warsztat Frontreparaturbetrieb (FRB) GL 3752 (kierownik inż. Grossmann). Warsztat zatrudniał 200 Polaków, 200 jeńców radzieckich, 60 Niemców. Zajmował hangary nr 1 i 2 portu wojskowego (przeniesiony w końcu 1942 r. do szkoły Wawelberga przy ul. Boboli 14). Remontował



Rys. 1. Polskie zakłady lotnicze na Okęciu (stan z 1939 r.), wykorzystane przez niemieckie lotnictwo na warsztaty remontowe. Warsztaty naprawy samolotów:

- w PLL LOT i hangarach 1 PL (pułku lotniczego) nr 3, 4, 5 — FRB Junkers,
- w hangarach 1 PL nr 6, 7, 8 — Werkstatt Fliegerhorst Okęcie,
- w hangarze nr 9 1 PL (pułku lotniczego) — Feldluftzeugamt-Okęcie,
- w PZL WP1 (Wytwórnia Płatowców Nr 1) — Daimler-Benz. Warsztaty naprawy silników:
- w PZL WS1 (Wytwórnia Silników Nr 13 i Skoda-Kabel — Jumo, DB, BMW, Nestler (Argus),
- w hangarach 1 PL nr 1 i 2 — FRB GL 3752 (aparatura Jumo),
- w DWL (RWD) — FRB GL Francke Werke (Bramo),
- w PZL WP1 — Daimler-Benz, później szkoła lotnicza. (oprac. A. Glass)

tylko armaturę silników Jumo, 100÷150 kompletów osprzętu miesięcznie.

Cztery pierwsze ww. warsztaty silnikowe zatrudniały ogółem 1000 Polaków i 250 Niemców.

Wyremontowane silniki dostarczano do warsztatów płatowców, gdzie wmontowywano je do samolotów. Łącznie warsztaty na Okęciu miesięcznie remontowały 120÷160 płatowców i 500÷550 silników lotniczych. Warsztaty Boscha (b. fabryka Marciniaka), które zatrudniały 127 robotników, produkowały wyposażenie elektryczne do samolotów (m.in. od 15.06. do 6.08.1943 r. wyprodukowały: 573 rozruszniki, 338 prądnic, 224 pompy, 1000 iskrowników).

We wrześniu 1943 r. nastąpił kolejny etap rozbudowy. Część warsztatów z Okęcia przeniesiono i przekształcono w samodzielne zakłady, np. FRB Daimler-Benz zlokalizowano w Tomaszowie w trzech halach fabryki sztucznego jedwabiu (remontowały one miesięcznie w 1943 r. 25÷30 silników).

Wydział remontu silników Nestler przeniesiono do szkoły Wawelberga, zaś wydział remontu silników lotniczych BMW w sierpniu 1943 r. przeniesiono do fabryki w Łodzi przy ul. Kątnej 6.

Sabotaże i wywiad

Sabotaż w warsztatach na Okęciu prowadzono od początku okupacji. Już w czasie usuwania zniszczeń pozostałych z okresu wojny 1939 r. b. pracownik Biura Kalkulacji Hieronim Pieczeńczyk oraz grupowy Antoni Szynekarek nie wykonali polecenia niemieckiego inż. Grossmanna zniszczenia polskiej dokumentacji technicznej w PZL WS. Najważniejsze polskie dokumenty konstrukcyjne i produkcyjne zostały potajemnie wywiezione z fabryki motocyklem i ukryte w piwnicy H. Pieczeńczyka przy ul. Rakowieckiej. W tym samym czasie b. kontroler produkcji wojskowej Andrzej Buczyński wymontował 3 k.m. ze znajdujących się na lotnisku Okęcie polskich samolotów. Sabotaż prowadzono także na początku 1940 r., w czasie wywożenia do Rzeszy maszyn z PZL-Paluch. Niemcy demontowali wówczas dział mechaniczny. Obrabiarki ładowali na samochody i dowozili je do bocznic kolejowej. Akcją opóźniania

TABLICA 1. Liczba napraw w warsztatach lotniczych na Okęciu w wybranych miesiącach w 1941-1944 r.

Rodzaj sprzętu	1941 r.		1942 r. 1944 r.	
	X	XI	V	III
Warsztaty naprawcze w b. PZL WPI Paluch				
— myśliwce		55		
— bombowce		83		
— transportowe		4		
— silniki		62		
— szybowce		3		
Razem		207		
Warsztaty naprawcze w b. PZL WS2 (Skoda)				
silniki				
— BMW	161	70	270	
— Jumo	101	60	100	
— Argus (Nestler)	—	30	120	170
— DB	102	55	110	420
Razem	364	215	600	590
Warsztaty naprawcze w b. RWD				
Fertner Francke Werke				
— silniki Bramo		70		
Razem		70		
Warsztaty naprawcze Junkersa w b. magazynach 1 pułku lotniczego				
— płatowce		15		
Razem		15		

Źródła: CA KC PZPR, 203 III/7 s. 92, III/10 s. 288

Niemcy kazali rąbać to wszystko na złom i ładować na wagony..." [2].

W komórce ZWZ na wydziale Jumo, którą kierował Jan Andrzejewski, działał technik-sierz. Edward Abramczyk, który przynosił ładunki wybuchowe na teren fabryki, przecinał kable, opony, uszkadzał zbiorniki z benzyną i in. W b. zakładach Skody tego rodzaju akcje prowadził też Roman Rokicki.

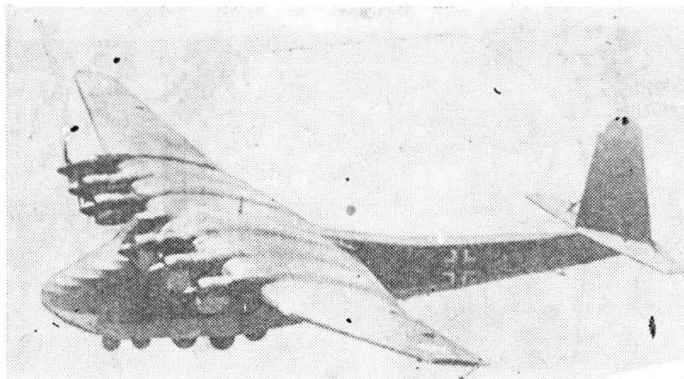
Z ramienia Polski Niepodległej działalność wywiadowczą rozwijał b. pracownik PZL-Okęcie Stanisław Fijewski „Stefan”, „Radioneck”. Zdołał on wykraść dokumentację techniczną samolotu Ju-86, którą prawdopodobnie KG AK przesała do Londynu. Brygadziści Antoni Szynekarek pisze o sabotażu w 1940 r.: „...dążyłem do tego, ażeby możliwie jak najdłużej i najwolniej trwała naprawa. Gdy nadmistrz Hesse zalecał sposób łatwiejszy ale niezgodny z przepisami, żądałem na te koncepcje pisemnej zgody konstruktora. Wówczas się wycofywał. Niemcy chcieli się utrzymać za wszelką cenę w zakładzie, ażeby nie iść na front. Bili Polaków pracujących wolno. Postanowiłem sobie, że muszę się Niemców pozbyć. Dawałem im takie prace, których nie umieli zrobić, psuli produkt i maszyny. Mając taki dowód w ręku pozbyłem się ich. W hali napraw pozostali sami Polacy..." [2].

Oprócz tych form sabotażu prowadzono akcję pomocy robotnikom polskim, m.in. dopisywano im nadgodziny i pracę w niedziele, by zwiększyć wypłaty. Robotnicy pracujący przy żwirze co dzień wywozili samochód węgla. Furmani zbierali deski i drewno. Magazynier Hieronim Pieczeńczyk pozwalał robotnikom zabierać papę, siatkę na ogrodzenia, cegłę i in. Na sabotaż pracy wskazywał on w swoim raporcie do KG AK, informując że w 1943 r. sprawność remontów samolotów w porównaniu z 1942 r. spadła o 50%, a robocizna przy płatowcach Ju-88 wzrosła z 12 do 15 tys. godzin [3]. Potwierdza to robotnik magazynów Jumo Andrzej Jaworski, który pisze: „...Ogromna większość zatrudnionych Polaków stosowała mniejsze lub większe formy sabotażu... Pracownicy starali się wynieść jak najwięcej różnych rzeczy, pomimo rewizji dokonywanej w bramie. Dla nas, pracowników magazynów, prawdziwe żniwa rozpoczęły się z chwilą przybywania pociągów ze sprzętem ewakuowanej bazy lotniczej Zaporozie. Wagony załadowane były w pośpiechu skrzynkami z narzędziami, część wagonów była uszkodzona. Należało narzędzia rozpakować i zarejestrować. Do kartoteki wpisywał je m.in. Mieczysław Kozłowski „Samentu” — mój do-

TABLICA 2. Naprawy silników w firmie Nestler na Okęciu (wg typów)

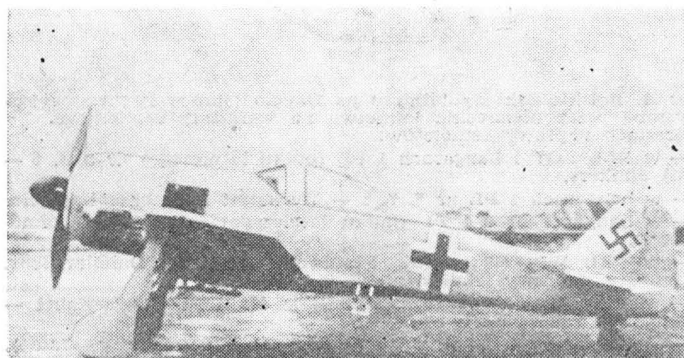
Rok	Aragus As-10 w wersji					As-410
	A1	C3	M1	P1-P2	P3	
1941	32	180	37	73	10	
1942	96	524	195	34	162	
1943	157	410	396	32	341	
1944						
luty i marzec	—	—	—	—	—	170

Źródło: CA KC PZPR, 203 III/7, s. 230

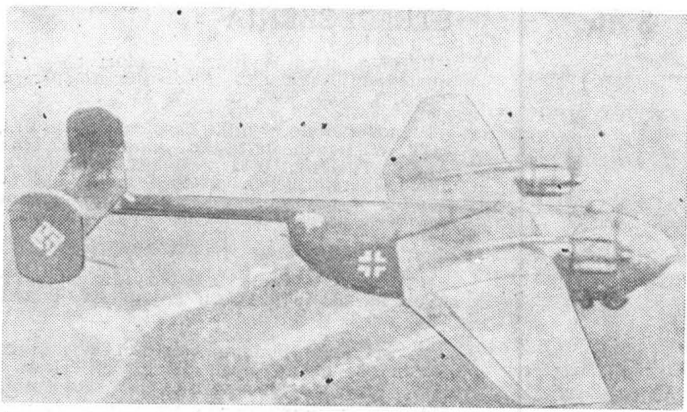


Rys. 2. Na Okęciu stacjonowały i były remontowane samoloty transportowe Messerschmitt Me-323 Gigant

i sabotażu kierował m.in. Antoni Szynekarek, który pisze: „...Prosiłem robotników, by zabierali najważniejsze części do domu, a po wojnie zwrócili fabryce. Ciężkie narzędzia i urządzenia chowaliśmy w kanałach. Zaraz po tych obrabiarkach przyszła kolej na samoloty Łoś, które stały na terenie lotniska, i na części zamienne. Serce bolało, kiedy



Rys. 3. Remontowano na Okęciu także samoloty myśliwskie Focke Wulf Fw-190



Rys. 4. Do remontu na Okęciu trafiały samoloty transportowe Arado Ar-232

wódca sekcji AK z pułku „Baszta”. Ze skrzynek narzędziowych ginęły śruby mikrometryczne, suwmiarki, noże monterskie, latarki, wiertła, wiertarki, amunicja... Sam w kwietniu 1944 r. wywoziłem samochodem wojskowym, jadąc po benzynę do Warszawy — 200 sztuk amunicji w dwóch taśmach do k.m. oraz kilkadziesiąt naboji 9 mm. Jednocześnie otrzymałem rozkaz wywożenia benzyny. Miałem możliwość wykradania jej, gdyż codziennie przyjeżdżała cysterka (3200 l), a moim zadaniem było przygotowanie 16 beczek i napełnienie ich. Podstawiałem zamiast 16 beczek 17 i nie dopełniałem ich, by się wszystko zgadzało. Na hamowni nie mierzono ilości benzyny w beczkach. Wygospodarowaną beczkę ładowałem razem z pustymi beczkami na samochód i, jadąc do magazynów na Powązkach, zrzucałem ją w umówionym miejscu do bramy przy ul. Chmielnej. W ten sposób wywieziono 6 beczek po 200 l benzyny oraz 200 l oleju. Wiele benzyny sam wylewałem z beczek na ziemię, tocząc beczki z nie dokręconymi korkami lub ustawiając je tak, by wyciekła benzyna w magazynie...” [4].

Sabotaż był przez Niemców surowo karany, np. w końcu sierpnia 1943 r. Feldgericht d. Luftwaffe (Sąd Polowy) skazał jednego robotnika na 2 miesiące więzienia za kradzież silniczka elektrycznego, a innego na 6 miesięcy za kradzież 5 l benzyny.

W warsztatach zorganizowano produkcję konspiracyjną. Brygadziści A. Szynekarek pisze o tym następująco: „...Założenie było — pracować wolno dla Niemców, a szybko robić produkcję własną. Robiliśmy garnki aluminiowe (oficjalne zamówienie było na 5, a robiono na lewo 50), patelnie, bańki na mleko, łyżki wazowe, tarki. Jednego pracownika wyznaczyłem, aby cały dzień pilnował przy drzwiach i alarmował nas, gdyby ktoś z Niemców nadchodził. Niemcy nie mieli kontroli nad zużyciem materiału. Miałem bloczek i sam wypisywałem ile było potrzeba. Koleżdy prosili o stały zapas materiałów na produkcję własną, od której zależało lepsze życie. To co przez tydzień zrobili, zabierali w soboty na „szmugiel” i chłopom na wieś dostarczali za żywność...” [2].

W Fliegerhorst działalność sabotażową prowadziły inne ugrupowania ruchu oporu, m.in. aktywną działalność rozwinął komunistą Wacław Strzelecki. Gdy w czasie pracy majster niemiecki uderzył go w twarz, W. Strzelecki oddał mu, a następnie uciekł z zakładu. Inspirował on m.in. akcję sabotażową. Robotnicy polscy wysoko ocenili zachowanie się W. Strzeleckiego, który tak odważnie przeciwstawił się Niemcowi na terenie warsztatów.

Istniała tu także grupa PAL, w której działali robotnicy (m.in. Leon Koltuński i Jan Kamiński). Aktywną działalność prowadziła także komórka ROChB, a w latach 1942-1944 grupa sabotażowa GL zorganizowana i kierowana przez Stanisława Sikorskiego (b. członka KPP z PZL-Paluch). W b. zakładach Skody sabotaż prowadziła grupa GL, a w niej m.in. Michał Pawłowski „Orzech”. Komórką PPS kierowali: Józef Rytter, Marian Płachocki i Tadeusz Zabiński, którzy byli delegatami reprezentującymi załogę wobec Niemców.

Od 1941 r. akcja zorganizowanego ruchu oporu nasiliła się. Sekretarka naczelnego inżyniera Zakładów Junkersa Helena Długolecka-Tomczyńska („Kati” z wywiadu lotniczego AK) wciągnięta do współpracy Otto Pichlera (Austriak) i Kurta Mechlorna (Niemca). Łączniczką była Jadwiga Sakowicz z biura płac. Wykradano tajne dokumenty, sprawozdania, rysunki. Kpt. Wiktor Dobrzański „Wład” zorganizował w PZL-Okęcie grupę lotniczą, w skład której wchodził b. żołnierz 1. pułku lotniczego. Tworzono załogi obsługi i remontu samolotów, służby meteorologiczne, sieć

wywiadu lotniczego itp. Członek AK Antoni Szynekarek o swojej i współpracowników działalności pisze: „...zwiększaliśmy na własną rękę sabotaż. Sypaliśmy do gotowych do wysyłki silników szmergiel lub drobny piasek, nie przestrzegano odpowiedniej technologii (np. nie wyżarzano części po spawaniu), pracowano wolno i niedbale, niszczone narzędzia i co tylko było można. Do wywiadu Bazy Lotniczej AK „Łużyce” dwa razy w tygodniu meldowałem ile silników wyremontowano, skąd przychodzą części...” [2]. Powodowano katastrofy, np. 8.08.1940 r. rozbił się samolot niemiecki na Okęciu, zginęło 6 Niemców, 2 zostało rannych. 24.11.1941 r., po przejęciu z Frontreparaturbetrieb-Okęcie samolotu Ju-88 należącego do 3. pułku lotnictwa bombowego w Chievres, stwierdzono wiele usterek (m.in.

TABLICA 3. Remonty silników lotniczych w b. PZL WSI (Skoda) na Okęciu w poszczególnych miesiącach 1943-1944 r.

Rodzaje silników	Możliw. napraw mies.	1943				1944
		I	VI	VII	VIII	II
Wyrób osłon silników						
Junkersa		—	70	70	—	—
Jumo 211	100	60	30	70	70	30
DB 601	150	20	40	40	—	40
Argus As-10 i As-410	50	50	60	60	140	110
As 410	—	—	—	—	—	60
BMW 132 (9 cyl.)	200	90	4	14	130	23
BMW 801 (14 cyl.)	—	20	—	—	30	—
Kompletów śmigieł	—	—	10	10	10	10
Razem	500	240	214	264	380	273

Źródła: 1. Sprawozdanie przemysłowe „Mikołaja”, AWIH, III/28/6 s. 25,140
2. CA KC PZPR, 203/III/10 s. 288-293

w szczeliny lotek i statecznika pionowego wciśnięto papier, sprzężo zaklinowano za pomocą złączki gwintowanej tak, że manewrowanie samolotem było trudne, a wyprowadzenie samolotu z lotu nurkowego było niemożliwe [5]. Latem 1943 r. założono bombę zegarową do zbiornika paliwa, która spowodowała spalenie sześciocylnego samolotu typu Messerschmitt Me-323 Goliat. Wiosną 1944 r. podobną akcją przeprowadzono na samolocie transportowym z ładunkiem paliwa i motocykli gaśnicowych. Samolot ten po starcie i osiągnięciu wysokości 100 m spadł i spłonął razem z załogą. Załoga jednej z hamowni Jumo, przewożąca na wózku do hali montażowej naprawiony silnik (wagi 1200 kg), celowo użyła uszkodzonej drewnianej ramy i wrzuciła go do basenu przeciwpożarowego. Z basenu trzeba było wypompuwać wodę i wyciągać silnik dźwigiem. Pracujący w magazynie Jumo jeńcy radzieccy rozbili balon z kwasem solnym, w wyniku czego przerwano pracę (opary kwasu są bardzo szkodliwe).

Działalność ta znajduje potwierdzenie w sprawozdaniach AK, m.in. w listopadzie 1941 r. z naprawionych na wydziale BMW 105 silników samolotowych wybrakowano 35, a więc ponad 30%. Był to rezultat sabotażu prowadzonego przez polskich robotników. Należy podkreślić, iż znaczna część z tych 70% wracała do ponownej naprawy już po 2-3 tygodniach. W latach 1941-1944 prowadzono również konspiracyjną produkcję, m.in. robiono papierosnice, łyżki wazowe, cygarniczki, zabawki. Często robotnicy wykradali łańcuchy rowerowe służące do otwierania i zamykania klap samolotu, benzynę w butelkach, narzędzia, materiały i wszystko co miało jakąkolwiek wartość rynkową. Z magazynów ginęła również guma do obuwia, żywność, a nawet wódka (wykradano ją przez okno za pomocą wędki z pętłą). Powstały zorganizowane grupy, które prowadziły tego typu akcje, np. bracia Wypijewscy wykradali Niemcom spadochrony w ten sposób, że jeden z nich (pracując w magazynie przy drodze z Palucha do Okęcia) zostawał na noc i w nocy wyrzucał je swemu bratu. Podjęto również akcje dywersyjne, m.in. w lipcu 1942 r. grupa sabotażowa podpaliła hangar. W odwet 18.07.1942 r. w obec-

TABLICA 4. Remonty samolotów i silników na Okęciu od 27.03. do 24.4. 1944 r. [1]

Zakład	Wyremontowane typy	Razem
FRB Junkers Werkstätt I i II (Fliegerhorst)	15 Ju-52, 29 Ju-87, 23 Ju-88, 4 W-34 43 Fw-190, 40 Me-109, 64 He-111, 42 Ju-87 2 Ju-90 5 Ju-52, 12 Fi-156, 5 Ar. 232	71 samolotów 213 samolotów
BMW FRB Jumo Francke Werke	124 BMW 199 małych silników i 117 Jumo 211 41 Bramo Fafnir	124 silniki 316 silników 41 silników

cd. na III s. okt.

lotnicza

I ASTRONAUTYCZNA

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

A. Glass: Krajowe materiały lotnicze	1
ZE ŚWIATA	2
J. Kujawa: Wyniki eksploatacji pod względem wskaźnika awaryjności sprzętu	3
R. Król: Badanie kompozytów ablacyjnych na osnowie Fe-Cu (II)	5
W. Kamiński: Wizualizacja w mechanice płynów. Metody znacznikowania energetycznego, optyczne i specjalne (II)	7
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Rosyjskie skróty i oznaczenia nawigacji lotniczej (I)	10
KARTOTEKA TLiA: Fokker F-27 Maritime Enforcer	11
Piper PA 46 Malibu	13
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Wpływ deszczu i zanieczyszczeń powierzchni nośnej na zachowanie w locie samolotów o układzie kaczki (IV)	15
J. Domański, M. Foltiński: Przelącznikowy układ do pomiaru prędkości obrotowej silnika i wirnika wiatrakowca	17
PROTOTYPY: Aeritalia-Partenavia AP88TP-600 Viator	19
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	19
PROJEKTY: Eurocopter Combat Helicopter	20
KSIĄŻKI LOTNICZE	20
P. Matusak: Ruch oporu w zakładach lotniczych na Okęciu (1939÷1944) (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	21
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	III okł.

Na okładce: Samoloty rozpoznawczo-bombowe Breguet XIX (kpt. B. Orlińskiego rozpoznawczy i bombowy) — rys. K. Cieślak



00-950 Warszawa
skrytka pocztowa 1004
ul. Biała 4

Redaktor naczelny:
mgr inż. Andrzej Glass

Sekretarz Redakcji:
Emilia Łazarewicz

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. Z. Górski, mgr inż. A. Glass, doc. dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. J. Grzegorzewski (wiceprzew.), mgr inż. F. Gwiżdż, mgr inż. W. Jasiński, dr inż. T. Kostia, mgr inż. T. Krótkiewicz (przewodniczący), mgr inż. K. Kunachowicz, doc. dr inż. J. Lamparski, dr inż. J. Lewitowicz, dr inż. K. Michalewicz, dr inż. M. Michalski, mgr inż. M. Mikuszka, mgr inż. A. Miłkiewicz, mgr inż. A. Misiorek, mgr inż. Z. Olszański, mgr inż. M. Potapowicz, mgr inż. S. Trębacz, mgr inż. R. Zaremba

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakł. nr 1. W-wa. Zam. 1349-1300/85. Nakład 6600 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 80 g. P-82. Cena pojedynczego egzemplarza zł 100.—
Prenumerata roczna zł 1200.—

INDEKS 37909

STRESZCZENIA

KUJAWA J.: Wyniki eksploatacji pod względem wskaźnika awaryjności sprzętu. TLiA, t. XLI, 1986, nr 3, s. 3

Przedstawiono wyniki eksploatacji w PLL LOT w latach 1972÷1982 samolotów Il-18, An-24, Tu-134A, Il-62 i Il-62M pod względem występujących usterek oraz porównano z wynikami uzyskiwanymi przez inne przedsiębiorstwa lotnicze.

KRÓL R.: Badanie kompozytów ablacyjnych na osnowie Fe-Cu (II). TLiA, t. XLI, 1986, nr 3, s. 5

W artykule podano wartości wymuszeń cieplnych, działających na części rakiet i samolotów, które wymagają stosowania materiałów ablacyjnych. Określono zjawisko ablacji, a następnie przytoczono przykłady tworzyw ablacyjnych. Zamieszczono wyniki badań własnych zaproponowanego kompozytu ablacyjnego na osnowie żelaza i miedzi. W części analitycznej przedstawiono sposób obliczeń rozkładu temperatur w ścianie próbki, ciśnienia powodującego przepływ ciekłego metalu w szkielecie i skuteczność pochłaniania ciepła przez kompozyt w procesie ablacji.

KAMIŃSKI W.: Wizualizacja w mechanice płynów. Metody znacznikowania energetycznego, optyczne i specjalne (II). TLiA, t. XLI, 1986, nr 3, s. 7

W artykule omówiono metody wizualizowania: optyczne dla przepływów ściślych, znacznikowania dostarczaniem energii dla przepływów gazów rozrzedzonych oraz specjalne. Jest to kontynuacja tematyki wizualizacji przedstawionej w TLiA nr 1, 2/1985.

DOMAŃSKI J., FOLTYŃSKI M.: Przelącznikowy układ do pomiaru prędkości obrotowej silnika i wirnika wiatrakowca. TLiA, t. XLI, 1986, nr 3, s. 17

W artykule opisano układ pomiaru prędkości obrotowej, który dzięki zastosowaniu przelącznika umożliwia pomiar prędkości obrotowej zarówno silnika, jak i wirnika amatorskiego wiatrakowca zbudowanego w Kole Amatorów Konstruktorów Aeroklubu Częstochowskiego.

MATUSAK P.: Ruch oporu w zakładach lotniczych na Okęciu (1939÷1944). TLiA, t. XLI, 1986, nr 3, s. 21

Przedstawiono zespół samolotowych i silnikowych warsztatów naprawczych lotnictwa niemieckiego w Warszawie na Okęciu podczas wojny i działalność otworzoną na podstawie meldunków wywiadu lotniczego AK oraz działalność sabotażową prowadzoną przez ruch oporu AK, GL i ROChB.

CONTENTS

KUJAWA J.: Results of aircraft fleet operation with regard to the failure rate. TLiA, vol. XLI, 1986, No. 3, p. 3

Results of operation of the Il-18, An-24, Tu-134A, Il-62 and Il-62M aircraft at the Polish Airlines LOT in the years 1972-1982 regard to the failures which occurred during that period, have been presented and compared with results gained by other air companies.

KRÓL R.: Testing of ablative composites on the Fe-Cu basic (II). TLiA, vol. XLI, 1986, No. 3, p. 5

Values of heat inputs applied in service to rocket and aircraft components which require to employ ablative materials, have been given in this article. The phenomenon of ablation has been defined and examples of ablative materials have been given. Results of tests carried out by the author on a proposed by him Fe-Cu-based ablative composite have been included. A method to calculate the temperature distribution in a specimen wall, the pressure which would cause flow of the liquid metal in the skeleton, and the efficiency of heat absorption by the composite during the ablation process, has been presented in the theoretical section of this article.

cd. na III s. okł.

ności 1600 robotników polskich powieszono pięciu polskich robotników (aktywistów ruchu oporu): Hieronima Pieczeni-czyka, Aleksandra Goetza, Juliana Jaskulskiego, Nowaka, Cybulskiego. We wrześniu 1942 r. grupa sabotażowa GL podpaliła samolot na Okęciu.

Na wydziale remontowym Nestlera (zatrudniającym 370 Polaków i 17 Niemców) wybuchł strajk, o którym czytamy w sprawozdaniu przemysłowym AK za lipiec 1943 r.: „...Robotnicy odmówili zjedzenia obiadu. Sprowadzono gong na alarm gazowy i chlor w butelkach. Dużo Polaków opuszcza pracę czasowo lub na stałe. U Nestlera z tego powodu skreślono 60 pracowników i przyjęto 50...” [6].

O sabotażu w warsztatach na Okęciu w sprawozdaniu komisarza AK za styczeń 1944 r. czytamy: „...Dużo robotników opuszcza dni pracy..., w styczniu spaliło się obudowanie drewniane na wieży ciśnieni... 29.1. aresztowano pod zarzutem sabotażu Kopańskiego Kazimierza, Dreskiego Aleksandra, Tkaczyka, Wakowicza Eugeniusza, wszystkich pod zarzutem sabotażu. Zarzucono im celowe rdzewienie silników i uszkodzenie kabli silnikowych... 15.1. br. do firmy Nestler nadeszły skrzynie z b. Skody, około 100 sztuk, które zamiast panewkami brązowymi wypełnione były wiórami. Panewki miały być do 8-cylindrowych Argusów (As-10). Akcja wywołała 9-dniową zwłokę na montażu...” [9].

Skuteczną formą sabotażu było przerywanie dopływu prądu, w wyniku czego unieruchomiono całe wydziały. 18.03. 1944 r. w wyniku sabotażu (zatarcia tłoków sprężarki) w hali 4 unieruchomiona została praca w halach 1, 2, 3, 4. Jak czytamy w sprawozdaniu Wydziału za marzec 1944 r. „...Defekt ten zdarza się ostatnio bardzo często wskutek ziego dozoru. Ludzie w te dni siedzą beczynnynie...” [7].

Warsztaty Lotnicze na Okęciu były więc ważnym od-cinkiem walki polskiego ruchu oporu z Luftwaffe. Działalność ruchu oporu w warsztatach stwarzała możliwość rozbudowy w Warszawie Bazy Lotniczej „Lużyce”.

Jak relacjonuje pracownik firmy Nestler, Z. Hamer, uczestnik ruchu oporu, zakończenie działalności warsztatów na Okęciu było następujące: „Latem 1944 r. rozpoczęto likwidację Frontreparaturbetrieb. Wywożono maszyny i urządzenia, wynagrodzenie robotnikom płacono codziennie. Kilkanaście dni przed wybuchem Powstania Warszawskiego załoga, bojąc się wywiezienia do Niemiec, przestała przychodzić do pracy. Teren objął w posiadanie Wehrmacht. Wszystkie obiekty zaminowano. Jako pierwszy wysadzono w powietrze Dom Społeczny zbudowany przez wojną przez Państwowe Zakłady Lotnicze. Podziemie otrzymało rozkaz niedopuszczenia do zniszczenia pozostałych urządzeń, przede wszystkim lotniska. W celu omówienia planu działania grupa ok. 50 osób zebrała się w domu, od którego w odległości 30 m było stanowisko niemieckiego działła przeciwlotniczego. Brak należytej konspiracji spowodował tragedię. Dom otoczono i podpalono. Do uciekających Niemcy otworzyli ogień z broni maszynowej. Wszyscy zginęli. Na pamiątkę tego wydarzenia został po wojnie wystawiony wielki drewniany krzyż. Stoi do dziś w Alei Krakowskiej w pobliżu kina „Lotnik”. Wojska niemieckie, w przeddzień wycofania się z rejonu Warszawy, wysadziły w powietrze pozostałe obiekty o znaczeniu strategicznym, w tym hangary i wieżę ciśnieni 1. pułku lotniczego” [8].

ZRÓDŁA

1. CA KC PZPR, 203 III/12, s. 409.
2. Relacja A. Szynekarka (zbiory autora).
3. AWIH, III/21/19, t. 10, s. 233.
4. Relacja A. Jaworskiego (zbiory autora).
5. Lagebericht (über Sabotage) mit April 1941, AWIH, T-311, r. 100, k. 7132245.
6. CA KC PZPR, 203/III/7, s. 92.
7. CA KC PZPR, 203/III/7, s. 233.
8. J. KONDRACKI: Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego Warszawa-Okęcie 1920-1968 (maszynopis).

KAMINSKI W.: Visualization in fluid mechanics. Energetic, optical and special marking methods (II). TLiA, vol. XLI, 1986, No. 3, p. 7

Some methods of flow visualization have been described in this article: optical ones applicable for flows of compressible media, marking by supply of energy used for flows rarefied gases, and special marking methods. This article is continuation of discussion of visualization problems started in TLiA Nos. 1 and 2 of 1985.

DOMAŃSKI J., FOLTYŃSKI M.: A switch-over system for measurements of gyroplane engine and rotor speed. TLiA, vol. XLI, 1986, No. 3, p. 17

A rotational speed measuring system which makes it possible, owing to the use of a change-over switch, to monitor both engine and rotor speed in an amateur-built gyroplane made by the Amateur-Designers' Circle at the Częstochowa Aero-club, has been described.

MATUSAK P.: The resistance at the Okęcie aircraft works (1939-1944). TLiA, vol. XLI, 1986, No. 3, p. 21

The complex of aircraft and engine repair workshops of the German air force in Warsaw during World War II, their activity reconstructed from reports of the Home Army intelligence service and sabotage activity carried out by the Resistance, have been described.

ZUSAMMENFASSUNGEN

KUJAWA J.: Betriebsergebnisse hinsichtlich des Beschädigungsrichtwertes von Flugzeugen. TLiA, XLI Jhrg., 1986, H. 3, S. 3

Es werden Betriebsergebnisse der PLL LOT in den Jahren 1972-1982 von Flugzeugen Il-18, An-24, Tu-134A, Il-62 und Il-62M in Bezug auf die auftretenden Mängel sowie mit den Ergebnissen anderer Fluggesellschaften verglichen.

KRÖL R.: Untersuchungen an Ablationslegierungen auf der Basis Fe-Cu (II). TLiA, XLI Jhrg., 1986, H. 3, S. 5

In dem Aufsatz werden Werte der Wärmeeinwirkungen auf die Teile von Raketen und Flugzeugen angeführt für die Ablationswerkstoffe verwendet werden. Es wird der Ablationsvorgang bestimmt und es werden Beispiele von Ablationsstoffen erörtert. Für die vorgeschlagene Ablationslegierung auf der Basis Eisen-Kupfer werden Ergebnisse eigener Untersuchungen angegeben. Der analytische Teil umfasst die Berechnungsmethode der Temperaturverteilung in der Probenwand, des Druckes, der den Durchfluss des flüssigen Metalls im Gerippe bewirkt und die Wirksamkeit der Wärmeaufnahme durch die Legierung während des Ablationsvorganges.

KAMINSKI W.: Sichtbarmachung in der Flüssigkeitsmechanik. Energetische, optische und spezielle Markierungsmethoden (II). TLiA, XLI Jhrg., 1986, H. 3, S. 7

In dem Aufsatz werden folgende Methoden zur Sichtbarmachung erörtert: Optische Methode für zusammendrückbare Flüssigkeiten, Markierung durch Energiezuführung für den Durchfluss verdünnter Gase sowie spezielle Methoden. Der Aufsatz stellt die Fortsetzung des in TLiA H. 1, 2/1985 behandelten Themas dar.

DOMAŃSKI J., FOLTYŃSKI M.: Umschaltbare Anordnung zur Messung der Motor- und Rotordrehzahl eines Windmühlenflugzeuges. TLiA, XLI Jhrg., 1986, H. 3, S. 5

In dem Aufsatz wird eine Anordnung behandelt, die durch Anwendung eines Umschalters die Messung der Drehzahl sowohl des Motors als auch des Rotors eines Amateur-Windmühlenflugzeuges ermöglicht, das vom Kreis der Konstruktionsamateure des Aeroclubs in Częstochowa gebaut wurde.

MATUSAK P.: Widerstandsbewegung in den Flugzeugwerken in Okęcie (1939-1944). TLiA, XLI Jhrg., 1986, H. 3, S. 21

Es wird eine Gruppe von Flugzeug- und Motorenwerkstätten der deutschen Luftwaffe in Warszawa-Okęcie während des Krieges dargestellt und auf Grund der Meldungen der AK-Luftspionage ihre Tätigkeit sowie die durch AK, GL und ROChB geführte Sabotageaktion wiedergegeben.

СОДЕРЖАНИЯ

КУЯВА Я.: Результаты эксплуатации и показатель аварийности авиатехники. TLiA, т. 41, 1986 г., № 3, с. 3

Описаны результаты эксплуатации Польским Авиалиниями ЛЕТ за период 1972-1982 г. самолетов Ил-18, Ан-24, Ту-134А, Ил-62 и Ил-62М, появление дефектов и дано сравнение с результатами других авиалиний.

КРУЛЬ Р.: Исследование аблятивных жаростойких композитов на основе Fe-Si (II). TLiA, т. 41, 1986 г., № 3, с. 5

В статье указаны величины термических нагрузок действующих на элементы ракет и самолетов, которые нуждаются в применении аблятивных материалов. Описано явление абляции и приведены примеры аблятивных материалов. Приведены результаты исследований, проведенных Автором, предлагаемого аблятивного композита на базе железа и меди. Описан метод расчета температур в стенке образца, давления вызывающего течение жидкого металла в каресе и эффективность поглощения тепла композитом в процессе абляции.

КАМИНСКИ В.: Визуализация в механике жидкостей. Методы энергетической маркировки, оптические и специальные (II). TLiA, т. 41, 1986 г., № 3, с. 7

Описываются методы визуализации: оптические для течений с влиянием сжимаемости, маркировки путем подачи энергии для разреженных газов и спейнальные. Это является продолжением темы визуализации, начатой в TLiA, № 1, 2/1985.

ДОМАŃСКИ Е., ФОЛТЫŃСКИ М.: Система с переключателем для измерения вращательной скорости двигателя и ротора автожира. TLiA, т. 41, 1986 г., № 3, с. 17

В статье описана система измерения вращательной скорости, которая благодаря применению переключателя дает возможность измерения вращательной скорости двигателя и ротора любительского автожира, построенного в Кружке Конструкторов-Любителей Аэроклуба города Ченстохова.

МАТУСАК П.: Подпольное движение на авиационных заводах в Варшаве-Окęcie (1939-1944). TLiA, т. 41, 1986 г., № 3, с. 21

Описан комплекс немецких ремонтных мастерских для ремонта двигателей и планеров самолетов во время войны и их работы по данным авиационно, разведки АК, а также подпольную деятельность АК ГЛ и РОХБ.

PZL-110 Koliber



OVER 3000 RALLYES FLYING ALL OVER THE WORLD

*Fot. L. Zielaskowski
EO/420/K/86*

- Licence version of Socata Rallye
- 2-3 seater
- Trainer and tourer
- STOL
- 116 hp (86 kW) PZL F4A engine
- All-metal
- Fixed landing gear
- Max speed 193 km/h
- Min speed 76 km/h
- Take-off run 155 m



58 years of experience

MANUFACTURER:

Wytwornia Sprzętu Komunikacyjnego
PZL-Warszawa Okęcie
Al. Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa, Poland
Phone: 46 00 31, Cable: Owuska, Telex: 814649

EXPORTER

PEZETEL Foreign Trade Enterprise
Ltd. Co
Aleja Stanów Zjednoczonych 61
00-991 Warszawa 44, PO. Box 6, Poland
Phone: 10 80 01, Cable: Pezetel, Telex: 813 314 pzplpl



PEZETEL
POLAND