

TECHNIKA

12'81

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



Cena zł 25.-
ISSN 0040-1145

WYDAWNICTWO NOT SIGMA

● 19 августа пилот Е. Войнар совершил первый полет на новом варианте сельскохозяйственного самолета Крук обозначенного ПЗЛ-106АС, оборудованного двигателем АШ-62 ИР, мощностью в 736 квт (1000 лс). Этот двигатель будет устанавливаться на самолетах Крук, эксплуатирующихся в Африке.

● Сельскохозяйственный самолет ПЗЛ-М18 Дромедер 13 июля получил польский сертификат типа согласно нормам летной годности ФАР-23 и ЦАМ-8 в перегруженном варианте. Масса самолета была увеличена на 500 кг, т.е. с 4200 кг, на 4700 кг при коэффициенте эксплуатационной перегрузки 3. Масса химиката увеличилась с 1500 кг по 2000 кг.

● Был подписан контракт с Народной Республикой Болгарией на поставку 18 самолетов ПЗЛ-М18 Дромедер. Два самолета будут поставлены до конца т.г. остальные — в 1982 г. Стоимость контракта составляет около 3,5 млн рублей.

● К августу месяцу 1981 г. завод ВСК ПЗЛ—Мелец выпустил 9200 экземпляров многоцелевого самолета Ан-2, из чего 8000 продано в СССР.

● К 12 августа 1981 завод ВСК ПЗЛ—Мелец выпустил 80 сельскохозяйственных самолетов ПЗЛ-М18 Дромедер, предназначенных на венгерский рынок. До конца 1981 г. завод выпустил еще 30 этих самолетов.

● On 19th Aug. this year J. Wojnar performed a test flight of a prototype of the PZL-106AS Kruk ag-plane (SP-PBD) with the ASz-62IR engine of 736 kW (1000 KM) rated power. Engines of this type are to be installed in the Kruk planes to be used in Africa.

● On 13 July this year the Polish certificate was granted according to the FAR 23 and CAM 8 regulations to the PZL-M18 Dromader agricultural aircraft in an overloaded version with the take-off weight increased by 500 kg, i.e. from 4200 kg to 4700 kg, with the load factor $n=3$. This allowed to raise the mass of chemicals from 1500 kg to 2000 kg.

● Poland has concluded a contract with Bulgaria for delivery of 18 PZL-M18 Dromader ag-planes. Two first airplanes are to be supplied to Bulgaria as early as this year and the others — successively in 1982. The contract is worth 3.5 million roubles.

● Until August this year the WSK PZL-Mielec factory manufactured 9200 multipurpose An-2 airplanes, 8000 of which were exported to the Soviet Union.

● Until 12 Aug. this year the WSK PZL-Mielec factory produced 80 PZL-M18 Dromader ag-planes assigned for the Hungarian market. Till the end of 1981 the factory will have manufactured about 30 such airplanes more.

NOWOŚCI TECHNICZNE

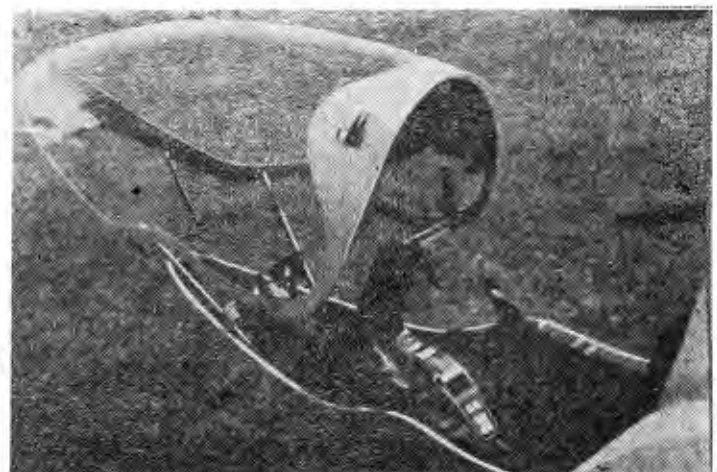
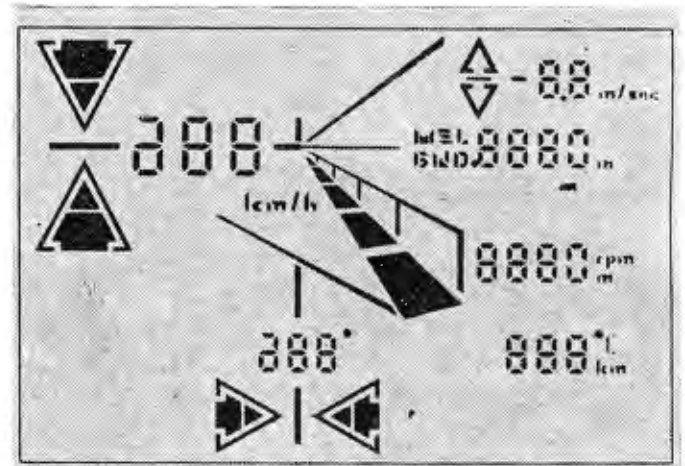
Nowa koncepcja kabiny szybowcowej

Firma szybowcowa Glasfluegel (RFN) zabudowuje w serijnym szybowcu Mosquito kabinę z wyposażeniem zaprojektowaną wg nowej, przyszłościowej koncepcji, która ma ułatwić pracę pilota zwiększając w ten sposób bezpieczeństwo lotu. W projekcie kabiny wykorzystano zdobycze elektroniki i uwzględniono zasady ergonomii. Zamiast konwencjonalnych wskaźnikowych przyrządów pokładowych zastosowano system Head-up-Display oparty na zasadzie ciekłego kryształu (stąd oznaczenie projektu LCD — Liquid Crystal Display). Na kolumnie przed pilotem, na wysokości o wymiarach 20 x 15 cm, na której mogą być podawane następujące informacje:

- prędkość lotu,
- polecenia odnośnie do wymaganej zmiany prędkości lotu,
- wysokość lotu,
- wysokość przy podchodzeniu do lądowania,
- sygnał wariometryczny (bezzwrotny, odpowiadający sygnałowi dźwiękowemu),
- średnie wznoszenie i opadanie,
- kurs rzeczywisty i kurs wymagany,
- odległość od celu lotu lub punktu zwrotnego,
- prędkość obrotowa silnika, temperatura głowic, temperatura oleju (w przypadku motoszybowca).

Wszystkie sygnały dostarczane są przez czujniki do komputera, który je opracowuje i przekazuje w sposób selektywny lub na żądanie na płytkę LCD. Zbiór informacji, które mają być równocześnie uwidoczniane programuje się na pulpicie umieszczonym pod płytką. Minimalna liczba informacji składa się z poleceń uwidocznionych strzałką: drążek na siebie — drążek od siebie. Rys. pokazuje rozmieszczenie danych na płytce LCD: kolumna cyfr po prawej stronie przedstawia prędkość, wysokość, wznoszenie lub opadanie i kurs. Trójkąty w górnym lewym rogu wskazują, czy prędkość należy zwiększyć czy zmniejszyć, wskazania cyfrowe w dolnym prawym rogu mogą być zaprogramowane np. na odległość od celu.

Drążek sterowy w postaci dźwigni znajduje się z prawej strony kabiny, z lewej strony umieszczono dźwignię zmiany wysklepienia profilu. Uchwyty dźwigni są ukształtowane w sposób „anatomiczny”. Osłona kabiny przy otwieraniu przemieszcza się na układzie prętów do przodu i w górę. Zaopatrzona jest ona w system zabezpieczający, który uniemożliwia zaczepienie liny holowniczej; gdy



osłona nie jest zamknięta i zabezpieczona; awaryjne odrzucenie osłony może nastąpić dopiero po zwolnieniu mechanizmu zabezpieczającego.

W.K.

cd. ze s. 23

СОДЕРЖАНИЯ

ГЖЕГОЖЕВСКИ Е.: Современные учебно-тренировочные самолеты (II). ТЛИА, Т. 36, 1981 г. № 12, стр. 4

В статье описаны современные учебно-тренировочные самолеты турбовинтовые (Фантрезер) и реактивные (Мяроджет 200, Капрони Ц22Е, С211).

КОРИЛЬ Б., МИОНСИК А., ВЕЖИНСКИ З.: Модельное исследование элементов двигателя методом замораживания напряжений. ТЛИА, т. 36, 1981 г. № 12, стр. 6

Для определения характера и величины напряжений в элементах сложной формы, недоступных во время работы, особенно полезными являются эластооптические модельные методы с применением замо-

раживания (фиксирования) напряжений путём подгрева нагруженной модели.

МОРГАЛА А. Транспортный самолет Люблин Р-ХVІа2. ТЛИА, Т.36, 1981 г. № 12, стр. 19

Представлена история развития и фотографии пассажирского самолета Люблин Р-ХVІа2 от 1933, о котором до сих пор не была известна более подробная информация.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXXVI GRUDZIEŃ 1981

TECHNIKA

12'81

lotnicza i ASTRONAUTYCZNA

O szacunek dla siebie i swej pracy

Mgr Inż. ANDRZEJ GLASS

Już Kopernik pisał, że wartość pieniądza jest wynikiem ilości towaru na rynku. A co jest miernikiem wartości naszej pracy? Chyba nie ilość wypłacanych za nią pieniędzy (które można drukować bez pokrycia), lecz jakość towarów wyprodukowanych dzięki naszej pracy. Pracą produkcyjną jest nie tylko praca robotnika, rzemieślnika i rolnika, lecz także inżyniera-konstruktora i podobną wartość ma też praca będąca niezbędnym następstwem produkcji: praca ludzi transportu i handlu. Pod jednym jednak warunkiem! Że jest ona niezbędna, że wnosi coś do cyklu wytwórczego, rozpoczynającego się od przygotowania surowców i narzędzi a kończącego dostawą wyrobów do nabywcy.

Prof. Czesław Mejro w swym artykule „Inżynierski rachunek sumienia” (*Życie i Nowoczesność — Przegląd Techniczny* z 9.7.1981 r.) podkreśla, że pierwszą czynnością w ramach reformy gospodarczej musi być określenie ilu i jakich pracowników każdy zakład potrzebuje, a kto jest zbędny. Zaś „każdy ucziwie myślący obywatel powinien sam sobie odpowiedzieć na pytania:

— czy to co obecnie robię jest użyteczne dla społeczeństwa?

— czy praca moja jest wydajna?

— co trzeba zrobić, aby uczynić ją bardziej efektywną?

— czy w tych warunkach nie powinienem szukać innej pracy w tym samym zakładzie lub poza nim? (nim mi wytkną moją niepotrzebność)”.
Na pewno ukryte bezrobocie, czyli nierobstwo w pracy, wykonywanie prac zbędnych lub przeszkadzających innym — jest pasożytnictwem, życiem na koszt społeczeństwa. Musi ono ulec likwidacji, jeśli nasza gospodarka ma prawidłowo funkcjonować. W pierwszym rządzie muszą zniknąć przesterzy administracji, zaś musi się zwiększyć liczba osób w produkcji.

Wiele osób będzie musiało odejść z pracy lżejszej, łatwiejszej i przyjemniejszej — do pracy cięższej, wymagającej więcej wysiłku. Niektórzy pocytają to sobie za krzywdę. Czy słusznie? Czy nierobstwo nie wyrządziło im właśnie

krzywdy? Czy praca, w którą wkłada się więcej inicjatywy oraz wysiłku i widzi się jej konkretne efekty nie jest pożyteczniejsza dla rozwoju osobowości ludzkiej? Wszak dla pełnego zadowolenia, poczucia swej wartości — potrzebna jest świadomość swej przydatności, przekonanie o wysokiej wartości wykonywanej pracy. Z drugiej zaś strony dla pełnego rozwoju człowieka najkorzystniejsza jest praca, w której zajęcie znajdują zarówno umysł jak i ręce. Wysiłek fizyczny jest korzystniejszy dla zdrowia niż siedzenie za biurkiem.

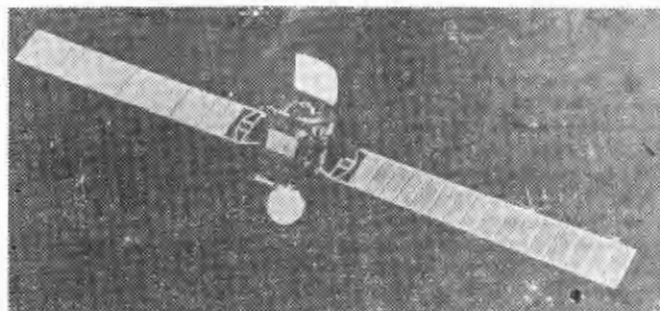
W naszym kraju istnieje szkodliwy kult pracy biurowej, urzędniczej. Praca fizyczna często jest traktowana jako coś gorszego. W krajach rozwiniętych gospodarczo istnieje kult pracy i nikt się jej nie wstydi. Absolwenci nawet najslawniejszych uczelni — jak np. uniwersytet w Oxfordzie, nie krępują się tym, gdy mają odbyć półroczny staż np. jako ekspedienci w domu towarowym. U nas niewątpliwie do „arystokratycznych” ambicji szukania pracy, która nie brudzi, przyczyniły się przywileje jakie przyznawali sobie ludzie bez kwalifikacji, lecz zajmujący wysokie stanowiska w minionym okresie. Tam gdzie rzetelna praca nie daje przywilejów — trudno jest o kult pracy. Gdy premiuje się gadulstwo połączone z nierobstwem — nie brak chętnych do nagród za pozory. Lecz tenże sam Polak, który nie chce wykonywać żadnej cięższej pracy „bo to nie należy do jego obowiązków” — nie wstydi się wejść pod swój samochód, aby go naprawić, zaś jeśli wyjedzie za granicę jest gotowy wykonywać najczarniejszą robotę, bo płatna jest w obcej walucie, a przywiezienie dewiz do kraju jest powodem do dumy.

Obecna trudna sytuacja ekonomiczna kraju zmusza nas do przywrócenia naszej pracy należytej jej rangi. Konieczna jest likwidacja prac zbędnych i pozornych. Konieczne jest rzetelne nagradzanie rzetelnej pracy. Musimy rozwinąć kult dobrej roboty. Jak mawiał prof. Tadeusz Kotarbiński nie jest ważne co kto robi, tylko jak robi (czy solidnie). Każda praca może być powodem dumy, szacunku i wyróżnień, jeśli cechuje ją wysoka jakość.

NOWOŚCI TECHNICZNE

Francuski satelita łącznościowy do bezpośredniego przekazywania

Firma Aerospatiale opublikowała niektóre dane nt. satelity łącznościowego Arabsat umożliwiającego bezpośrednie przekazywanie („do domu”) programów telewizyjnych i radiowych, a budowanego dla krajów arabskich. W projekcie satelity wykorzystano wiele rozwiązań takich satelitów, jak Symphonie, Intelsat V, Insat i TDF-1. Satelita jest stabilizowany względem trzech osi i wyposażony w trzy paraboliczne anteny o średnicy 1,5÷2,0 m (na rys. widoczne są dwie, rozwinięte, anteny). W budowie satelity jest stosowana w szerokim zakresie konstrukcja modułowa i tworzywa sztuczne zbrojone włóknem węglowym. Arabsat ma być umieszczony na orbicie za pomocą europejskiej rakiety



Arienne albo za pomocą wahadłowca kosmicznego Space Shuttle lub rakiety Thor-Delta. W pierwszym przypadku masa satelity wynosiłaby 1130 kg, a w przypadku zastosowania wahadłowca lub rakiety Thor-Delta — 1250 kg.

W.K.



POLSKA

● 19.08. br. J. Wojnar oblatywał prototyp samolotu rolniczego PZL-106A Kruk (SP-PDB) z silnikiem ASz-62IR o mocy 738 kW (1000 KM). W silnik ten mają być wyposażone Kruki używane w Afryce.

● Samolot rolniczy PZL-M18 Dromader 13.07. br. otrzymał polskie świadectwo typu wg przepisów FAR 23 i CAM 8 w wersji przeciążonej o masie startowej powiększonej o 500 kg, tj. z 4200 kg do 4700 kg, przy współczynniku obciążenia $n = 3$, co pozwoliło na zwiększenie masy ładunku chemicznego z 1500 kg do 2000 kg.

● Polska zawarła z Bułgarią kontrakt na dostawę 18 samolotów rolniczych PZL-M18 Dromader. Dwa pierwsze samoloty mają być dostarczone Bułgarii jeszcze w br., pozostałe — sukcesywnie w 1982 r. Wartość kontraktu wyniosł ok. 3,5 mln rubli.



Biało-niebieski czteronajscowy Zlin Z-43 SP-KFA. Fot. A. Glass

● Do sierpnia br. WSK PZL-Mielec wyprodukowała 9200 samolotów wielozadaniowych An-2, z czego 8 tys. wyeksportowano do Związku Radzieckiego.

● Do 12.08. nr. WSK PZL-Mielec wyprodukowała 80 samolotów rolniczych PZL-M-18 Dromader, przeznaczony na rynek węgierski. Do końca 1981 r. wytwórnia wyprodukuje jeszcze ok. 30 tys. samolotów.



RFN

● 21 stycznia 1981 r. wykonał pierwszy lot szybowiec klasy otwartej Schempp-Hirth Nimbus 3 o rozpiętości 22,9 m, wydłużeniu 32,3, doskonałości 55 i opadaniu 0,52 m/s. Do budowy skrzydła szybowca użyto laminatu węglowego. (Fl. Rev. 4/81)

● 7 kwietnia 1981 r. wykonał pierwszy lot szybowiec metalowy Milomei M2 o rozpiętości 22 m i wysuwanych klapach pozwalających na zmianę powierzchni z 16,6 do 12,2 m². Wydłużenie piata 39. Prędkość minimalna 56 km/h. (Aerokurier 5/81)

● Wytwórnia Glasflügel zbudowała szybowiec Glasflügel 402 o rozpiętości 15-17 m (wymienne końcówki), który ma być następcą szybowca Kestrel. (Aerokurier 5/81)

● 28 lutego br. wykonał pierwszy lot dwumiejscowy motoszybowiec laminatowy Valentin Taifun 17E o doskonałości 30 (ze schowanym podwoziem). (Aerokurier 5/81)

● Zbyt późne ukończenie budowy szybowca klasy otwartej Schleicher ASW-22 uniemożliwiło mu wzięcie udziału w Szybowcowych Mistrzostwach Świata w Paderborn. (Aerokurier 5/81)



USA

● Wytwórnia Air Tractor, która od 1974 r. zbudowała 300 samolotów rolniczych zbudowała prototyp samolotu rolniczego AT-400 napędzanego silnikiem turbosmigłowym PT6A-15AG. Samolot ma zbiornik na 1816 l środków chemicznych. (L+K 6/81)

● Amerykańskie Stowarzyszenie Śmigłowcowe AHS ogłosiło konkurs z nagrodą 10 000 dol. na start i lądowanie na śmigłowcu-mięśniolocie z kwadratu o boku 10 m i utrzymanie się przez 1 minutę na wysokości 3 m. (AI 5/81)

● Bravo Corporation nabyła wytwórnię Enstrom Helicopters, która znajdowała się od roku w ciężkiej sytuacji finansowej. Wytwórnia produkuje śmigłowce Enstrom F-28 i F-280. (AI 5/81)

● Podczas pożaru hotelu Grand Hotel w Las Vegas, w którym zginęły 84 osoby, 39 śmigłowców biorących udział w akcji ratowniczej z dachu i balkonów ewakuowało ponad 300 osób. Była to jedna z największych śmigłowcowych pożarowych akcji ratowniczych w świecie. (L+K 6/81)

● Wytwórnia Lockheed wyprodukowała do wiosny br. 1600 samolotów transportowych C-130 Hercules. (L+K 8/81)

● Do kwietnia br. wytwórnia Sikorsky otrzymała zamówienia na 442 śmigłowce S-76 Sprite, z czego dostarczono 135. 60% dostarczonych śmigłowców jest w wersji pasażerskiej do obsługi morskich naftowych wież wiertniczych, 20% w wersji dyspozycyjnej i 20% w wersjach pasażerskiej, sanitarnej i roboczej. (UTW 4/81)

● Na potrzeby lotnictwa Tajlandii samoloty transportowe Fairchild C-123B Provider są w USA wyposażane w silniki turbosmigłowe Allison T-56.

● Amerykański eksport lotniczy wyniósł w 1980 r. 15,5 mld dol. i wzrósł o 32% w stosunku do poprzedniego roku. Eksport samolotów wyniósł 9,2 mld dol. (wzrósł o 31%), części płatowców i wyposażenia 3,67 mld dol. (wzrósł o 33%), silników i ich części 1,92 mld dol. (wzrósł o 34%), rakiet i ich części 0,72 mld dol. (wzrósł o 26%). (Av. Mag. 8/81)

● US Army zamówiła w wytwórni Bell 15 śmigłowców przeciwzoigowych AH-1S Cobra za 15,64 mln dol., czyli po 1 mln dol. za sztukę. (Av. Mag. 8/81)

● Prototyp samolotu dyspozycyjnego Gulfstream Hustler 500 został oblatany w styczniu 1981 r. Ma on służyć jako studium do samolotu treningowego Peregrine. (Fl. Rev. 5/81)

● Wytwórnia Beech w ciągu 19 lat wykonała 5635 kadłubów śmigłowców dla wytwórni Bell, w tym 3000 kadłubów śmigłowca Bell 206 Jet Ranger. Wytwórnia Beech wykonuje 26 kadłubów miesięcznie. (AK 4/81)



W. BRYTANIA

● Po 15 latach użytkowania brytyjskie linie lotnicze British Airways zakończyły

29 marca br. użytkowanie samolotu Vickers VC-10. (AI 5/81)

● Nowa wersja silnika Rolls-Royce Pegasus 11F-35 do samolotu pionowego startu rozpoczęła próby w br. Jego ciąg został powiększony o 1000 daN w porównaniu z poprzednimi wersjami. Silnik ma być użyty na amerykańskiej odmianie samolotu Harrier oznaczonej AV-8B. (SBAC 184)

● Do 1.1.1980 r. zbudowano 25 seryjnych samolotów bojowych Tornado, a do końca I kwartału 1981 r. liczba ta wzrosła do 40 samolotów. (SBAC 180)

● Spośród 193 samolotów treningowych Hawk, zamówionych przez brytyjskie siły lotnicze RAF, dostarczono już 150. Samoloty Hawk zamówiły: Indonezja — 8 szt. i Kenia — 12 szt., zaś spodziewane są dalsze zamówienia z Indonezji na 8 szt., i z Zimbabwce. (SBAC 180)

● Wartość produkcji wytwórni British Aerospace w 1980 r. wyniosła 1,423 mld funtów (w 1979 r. — 1,027 mld funtów), zaś zysk 51,8 mln funtów (w 1979 r. — 43,7 mln funtów), czyli 3,6%. (Int. 6/81)

● Brytyjska wytwórnia Rolls-Royce i francuska Turbomeca opracowują wspólnie turbiny silnik śmigłowcowy RTM 321 o mocy 1300 kW, mimo że Wlk. Brytania zrezygnowała ze śmigłowca EH 101, do którego był przeznaczony. Przewidywana jest rozwojowa turbosmigłowa odmiana tego silnika o mocy 3700 kW, oznaczona RB 506, która ma w drugiej połowie lat osiemdziesiątych zastąpić silniki Dart i Tyne. (Int. 6/81)

● Wytwórnia BAe dotychczas otrzymała zamówienia na 258 samolotów treningowych Hawk. Emiraty arabskie zamówiły ostatnio 35 samolotów Hawk za 150 mln funtów. (Int. 6/81)

● O 6 miesięcy została przyspieszona realizacja samolotu lokalnej komunikacji Short 360, w wyniku czego oblot prototypu wykonano w czerwcu br. (Air. Int. 6/81)

● 20 maja br. zakończono budowę krótkodystansowego samolotu pasażerskiego skróconego lotu BAe 146. Samolot rozpoczął próby naziemne. Pierwszy lot odbył się w sierpniu br. (SBAC-188)

● Wytwórnia BAe opracowała morską patrolową wersję samolotu HS 125-700, która otrzymała nazwę Protector. (BAe)

Francuski przemysł lotniczy (stan na 30.09.1980 r.)

STATYSTYKA LOTNICZA



Produkcja samolotów

Wytwórnia	Wyprodukowano			Zamówienia wraz z dostarczo- nymi
	do 1.1.1980	do 1.1.1981	w 1980 r.	
Aérospatiale				
— Concorde	16	16	0	...
— A 300 B2	81	120	36	227
— A 300 B4	74
— A 310-320
— Corvette	40	40	0	...
— Transall	178	178	0	...
Dassault Breguet				
— Mirage 50	16
— Mirage III	1385
— Mirage 5	...	1334
— Mirage F1	340	395	55	ok. 600
— Super Etendard	30	50	20	87
— Alpha Jet	110	215	105	516
— Jaguar	400	400	0	512
— Mystere Falcon 10	151	173	22	199
— Mystere Falcon 20
— Mystere Falcon Gardian	414	130	16	460
— Mystere Falcon 50	4	29	25	116
Aérospatiale				
— SA 315 B Lama	275	285	10	...
— SA 316 B Alouette 3	1380	1419	39	...
— SA 330 J/L Puma	636	646	10	...
— SA 342 M Gazelle	775	848	73	...
— SA 360 C Dauphin	30	38	8	...
— SA 365 C2 Dauphin 2	58	61	3	...
— SA 321 Super Frelon	95	96	1	...
— SA 350 B Ecureuil
— SA 350 D Astar	212	386	174	...
Avions Mudry				
— CAP 10	110	130	20	...
— CAP 20L	12	12	0	...
Pierre Robin (wszystkie typy)	2200	2350	150	...
Reims Aviation				
— F 152 + FA 152	1712 + 360	1833 + 375	121 + 15	...
— F 172 + FR 172	1950 + 657	2079 + 669	129 + 12	...
— FTB 337	61	168	107	...
SOCATA				
— Rallye	...	3220
— Tobago	...	145	...	240
brak danych				

Zatrudnienie w wytwórniach

Nazwa wytwórni	1979 r. zatrudnienie bez filii	1980 r.	
		zatrudnienie bez filii	zatrudnienie z filiami
Platowce			
— Aerospatiale	33 835	34 445	38 860
— Dassault Breguet Aviation	15 560	15 800	16 220
— Socata	860	...	890
— Reims Aviation	520	...	551
— Avions Pierre Robin	150	...	150
— Avions Mudry	50	...	50
Silniki			
— Snecma	10 757	11 400	19 800
— Turbomeca	4 365	4 399	...
— S. N. P. E.	2 000	2 000	...
— SEP	2 500	2 500	...
Rakiety			
— Matra	2 700	...	3 500
Wyposażenie			
— Crouzet	1 132	1 045	...
— Electronique Marcel Dassault	1 800	2 100	...
— Intertechnique	600	600	...
— Jaeger	1 000	1 000	...
— Messier-Hispano-Bugatti	3 100	3 130	...
— Precision Mecanique Labinal	2 000	1 100	...
— Sagem	520	1 800	...
— Sfenia	2 500	2 700	...
— Sfim	1 500	1 550	...
— Thomson-CSF	16 200	14 000	...

Produkcja, eksport, import, w mln franków

Lata	1970	1971	1972	1973	1974	1975	1976	1977	1978	1979	1980
Wartość produkcji	7 434	7 869	8 681	10 880	12 976	15 500	19 900	22 026	24 225	27 624	33 000
Import	1 400	1 367	1 872	2 407	2 578	2 708	2 593	3 093	3 682	4 576	5 500
Eksport	2 512	2 720	3 795	4 818	5 350	7 130	10 350	11 518	13 350	15 676	19 000

Zatrudnienie w latach 1970÷1980

Lata	1970	1971	1972	1973	1974	1975	1976	1977	1978	1979	1980
Platowce i rakiety	60 658	63 090	62 375	60 883	59 993	60 640	59 266	57 693	58 029	59 717	60 866
Silniki	19 923	21 612	21 966	21 925	22 352	22 574	23 003	22 033	21 621	21 871	22 793
Wyposażenie	22 783	23 944	24 184	23 324	24 424	25 701	25 185	23 569	23 774	24 709	25 647
Łącznie	103 364	108 646	108 525	106 132	106 769	108 915	107 454	103 295	103 424	106 297	109 306

Źródła: Informations Aéronautiques et Spatiales nr 1274, 1277/1980 r.; L'industrie Aéronautique et Spatiale Française 1981 r.

A.G.

PRENUMERATA

Jednostki gospodarki społecznej, instytucje, organizacje i zakłady pracy zamawiają prenumeratę w miejscowych oddziałach RSW „Prasa-Książka-Ruch”, w miejscowościach zaś, w których nie ma oddziałów — w urzędach pocztowych. Czytelnicy indywidualni opłacają prenumeratę wyłącznie przez zakłady pracy.

Przedpłaty są przyjmowane w terminach:

— do 25 listopada — na rok następny, I kwartał, I półrocze, do 10 marca — na II kwartał, do 10 czerwca — na III kwartał i II półrocze, do 16 września — na IV kwartał.

Prenumeratę ze zleceniem wysyłki za granicę przyjmuje Centrala Kolportażu Prasy i Wydawnictw, ul. Towarowa 28, 00-958 Warszawa, konto XV Oddział w Warszawie, nr 1153-201045-139-11.

Prenumerata ze zleceniem wysyłki za granicę jest droższa od prenumeraty krajowej o 50% dla zleceniodawców indywidualnych i o 100% dla zlecających instytucji i zakładów pracy.

Cena prenumeraty krajowej: kwartalna zł 150, półroczna zł 300, roczna zł 600.

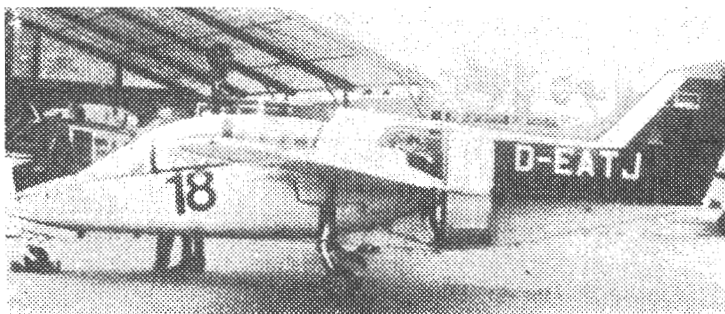
Egzemplarze archiwalne można nabywać w Dziale Handlowym Wyd. NOT SIGMA ul. Mazowiecka 12, 00-048 Warszawa, tel. 26-80-16.

Najnowsze samoloty szkolno-treningowe (II)

Mgr inż. JERZY GRZEGORZEWSKI

Rhein Flugzeugbau RFB Fantrainer 400 (RFN) zaczęto opracowywać w 1970 r. Pierwszy prototyp był wyposażony w silnik wirujący Wankla z wentylatorem Dowty o zmiennym skoku. Jest to nowa koncepcja napędu polegająca na tym, że silnik tłokowy lub turbośmigłowy małej mocy napędza otunelowany wentylator, wytwarzający ciąg. W 1975 r. podano do wiadomości, że Federalne Ministerstwo Obrony podpisało kontrakt na budowę dwóch prototypów samolotu w celu oceny możliwości zastąpienia używanego dotychczas przez Luftwaffe samolotu Piaggio P.149 D produkcji włoskiej służącego do szkolenia podstawowego. Prototypy budowano w oparciu o amerykańskie przepisy FAR 23 dla samolotów kategorii akrobacyjnej i użytkowej. Fantrainer ma umożliwić szkolącym się podchorążym bezpośrednio przejście do lotów na samolocie Alpha Jet. Pierwszy prototyp został oblatany 27.10.1977 r. i był napędzany dwoma silnikami Wankla o mocy 112 kW (150 KM) każdy. Silniki przez przekładnię napędzały wentylator o zmiennym skoku łopat. Wentylator był wyposażony w hamulec aerodynamiczny. Drugi prototyp oblatano 31.05.1978 r. ale jako napędu użyto silnika turbośmigłowego Allison 250-C20B o mocy 313 kW (420 KM). Ulepszona wersja Fantrainera, wyposażona w silnik Allison 250 o mocy 448 kW (600 KM) lub Avco Lycoming LTS 101, została zaproponowana lotnictwu amerykańskiemu w celu zastąpienia używanego od wielu lat samolotu T-37.

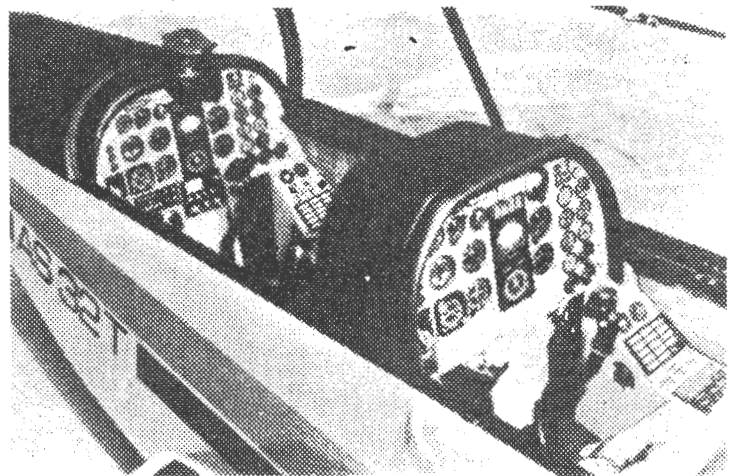
Fontrainer 400 wykonany jest w układzie średniopłata ze skrzydłami o kącie skosu do przodu 6° . Skrzydło wykonane jest głównie z tworzywa sztucznych wzmocnionych włóknem szklanym. Kadłub jest zbudowany wg zasady fail safe (bezpiecznego uszkodzenia). W przedniej jego części mieści się dwumiejscowa, ogrzewana i wentylowana kabina. Siedzenia i pedały steru kierunku regulowane. Za kabiną znajduje się wentylator, który za pomocą metalowej konstrukcji w kształcie krzyża łączy się z kadłubem. Z obydwu stron wentylatora rozmieszczone są duże hamulce aerodynamiczne. Silnik turbośmigłowy Allison o mocy 313 kW napędza siedmiopłopatowy wentylator firmy Dowty o stałej prędkości obrotowej. Wloty powietrza do silnika rozmieszczone są po obu stronach kadłuba u nasady skrzydeł.



Rys. 5. Zachodniemiecki Fantrainer 400. Fot. J. Grzegorzewski

W Stanach Zjednoczonych tym samolotem zainteresowała się firma Vought, która wspólnie z Rhein Flugzeugbau będzie dalej prowadziła prace rozwojowe.

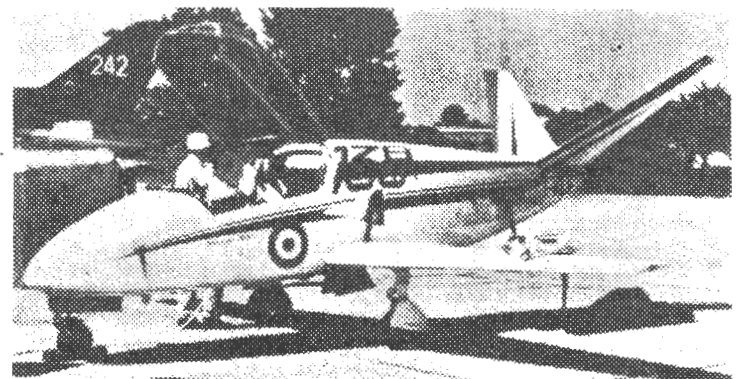
FFA AS 32T Turbo Trainer (Szwajcaria). Jest to samolot znajdujący się dopiero w budowie. Wykorzystano w nim niektóre gotowe elementy, np. skrzydło i usterzenie, z produkowanego przez tę firmę samolotu AS 202 Bravo. Kadłub też będzie podobny do Bravo, ale fotele będą rozmieszczone jeden za drugim. Podwozie trójkołowe z kołem przednim, chowane. Napęd samolotu ma stanowić silnik turbośmigłowy Allison 250-B17C o mocy startowej 239 kW (320 KM) oraz trzyłopatowe śmigło o stałej prędkości obrotowej. Instalacja paliwowa będzie składała się z trzech zbiorników: głównego w kadłubie o pojemności 130 i dwóch w skrzydłach po 85 l każdy. Kabiny będą wyposażone w jednakowy zestaw przyrządów. Nie przewiduje się insta-



Rys. 6. Makieta kabiny samolotu szwajcarskiego AS 32T Turbo Trainer

lacji hydraulicznej i pneumatycznej. Ma znacznie mniejszą masę i mniejsze zużycie paliwa niż Pilatus PC-7.

Microjet 200B (Francja) to samolot szkolno-treningowy produkcji francuskiej przeznaczony do podstawego i zaawansowanego treningu. Oblatano go 24.06.1980 r. Jest to jeden z najekonomiczniejszych dwumiejscowych samolotów tej klasy, który może być stosowany również i do innych zadań, np. do fotogrametrii lotniczej. Samolot wyróżnia się wśród innych maszyn bardzo małymi wymiarami. Jest to dolnopłat wyposażony w bardzo cienkie skrzydła o dodatkowym wzniosie. Powierzchnia skrzydła wynosi $6,12 \text{ m}^2$. Głównym materiałem, który posłużył do wykonania skrzydeł jest tworzywo sztuczne wzmocnione włóknem szklanym. Płat wyposażony jest w kłapy, lotki i hamulce aerodynamiczne i ma obrys trapezowy. Skrzydła łączą się z kadłubem w połowie jego długości. Całkowicie metalowy kadłub wykonany jest ze stopów lekkich. W przedniej jego części znajduje się wnęką na podwozie przednie oraz przedział wyposażenia. Dalej rozmieszczona jest dwumiejscowa kabina, w której fotele załogi umieszczone są obok siebie z pewnym przesunięciem względem siebie. Instalacja tlenowa składa się z jednej butli, w której pod ciśnieniem znajduje się 1000 l tlenu. Ta ilość tlenu starcza dla dwóch członków załogi na 2 h lotu. Kabina jest klimatyzowana. Limuzyna otwierana do góry, w razie konieczności może być zrzucona. Za kabiną znajduje się przedział silnikowy z dwoma silnikami turboodrzutowymi. Kadłub zakończony jest usterzeniem motylkowym wykonanym z tworzywa epoksydowego wzmocnionego włóknem szklanym. Materiał ten jest „przezroczysty” dla fal radiowych i w usterzeniu umieszczona jest antena radiostacji pokładowej. Podwozie trójkołowe z kółkiem przednim. Wypuszczanie podwozia hydrauliczne. Hamulec podwozia głównego hydrauliczne. Podwozie wyposażone jest również w hamulec postojowy.



Rys. 7. Microjet 200B

Napęd samolotu stanowią dwa silniki TRS 18-1 firmy Microturbo o ciągu startowym 2×130 daN (ok. 2×130 kG). Resurs międzypoprzączy silnika wynosi 1000 h. Wloty powietrza do silników znajdują się w kadłubie za kabiną. Mają one kształt trójkątnych wnęk w kadłubie (typu NACA). Rura przedłużająca odprowadzająca gazy z silnika jest odchylona o 10° w stosunku do osi podłużnej samolotu i wychodzi na zewnątrz kadłuba w pobliżu usterzenia. Masa silnika wynosi tylko 37 kg. Instalacja paliwowa zawiera dwa zbiorniki o łącznej pojemności 400 l.

Wg informacji firmy, samolot Microjet zajmuje pośrednie miejsce między samolotami służącymi do podstawowego szkolenia, takimi jak CAP 10, Bulldog, i zaawansowanego szkolenia, jak Alpha Jet, Hawk, SAAB 105. Ze względu na niską cenę samolotu wynikającą z prostej konstrukcji i niewysokiego godzinowego zużycia paliwa (jednostkowe zużycie paliwa $1,29$ kg/daN·h), szkolenie pilotów powinno być tanie. W przygotowaniu jest krótka przedprodukcyjna seria samolotów w liczbie 4 szt., w tym jeden przeznaczony do prób statycznych. Microjet skonstruowała mała firma Microturbo założona w 1962 r., zatrudniająca 500 osób.

Caproni Vizzola C22J (Włochy) jest jednym z nielicznych mikrosamolotów przeznaczonych do szkolenia, które pokazano na ostatnim Salonie w Paryżu. Samolot ten powstał w oparciu o konstrukcję motoszybowca jako prywatne przedsięwzięcie. C22J to dwumiejscowy samolot szkolno-treningowy z napędem turbodrzutowym zbudowany w układzie grzbietopłata. Prostokątne skrzydła (profil Wortmanna) łączą się z kadłubem za kabiną załogi. Skrzydła wyposażone są w lotki, klapy i przerywacze na górnej powierzchni uruchamiane ręcznie. Przednia część kadłuba mieści dwuosobową kabinę z fotelami obok siebie. Awaryjnie odrzucana osłona otwiera się do tyłu. Układ sterowania podwójny, ale zestaw przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych wspólny dla obydwu członków załogi, na jednej tablicy przyrządów. Kabina jest wentylowana. Każdy członek załogi ma maskę tlenową. Z tyłu za kabiną znajduje się przedział z awioniką. W dolnej części kadłuba przed belką ogonową umieszczone są dwa silniki turbinowe KHD 317 lub Microturbo TRS 18 o ciągu $110 \div 130$ daN, stanowiące napęd samolotu. Kadłub zakończony jest belką



Rys. 8. C22J Caproni Vizzola w barwach ochronnych. Fot. A. Glass

ogonową z usterzeniem. Jest on wykonany ze stopów lekkich, a przednia część (przód kabiny) z tworzyw sztucznych wzmocnionych włóknaem szklanym. Całkowicie metalowe usterzenie ma układ litery T. Ster wysokości wykonany jest przy użyciu trawienia (frezowania) chemicznego. Wychyłanie steru wysokości i kierunku za pomocą popychaczy. Podwozie trójkołowe z kołem przednim chowane elektrycznie. Główne podwozie ma golenie sprężyste. Przednie koło sterowane. Pozycja podwozia jest sygnalizowana elektrycznie. Koła podwozia głównego mają niezależne hamulce hydrauliczne. Instalacje samolotu są bardzo proste. Hydrauliczna służy do chowania kół. Instalacja elektryczna prądu stałego o napięciu 28 V zasilana jest z prądorozrusznika. Do uruchamiania silnika służy akumulator o napięciu 24 V i pojemności 18 Ah. Instalacja paliwowa z integralnym zbiornikiem paliwa w każdym skrzydle o łącznej pojemności 250 l umożliwia lot w pozycji odwróconej do 30 s. Do przedłużenia czasu lotu przewidziane są dwa podwieszane zbiorniki o pojemności 112 l każdy.

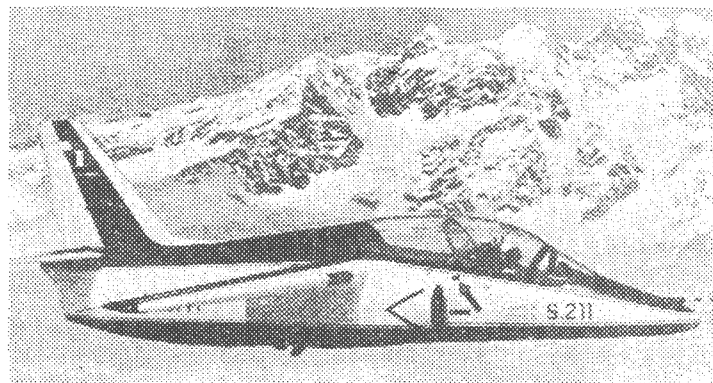
Ten mikrosamolot może być również uzbrojony. Pod każdym skrzydłem przewidziane są dwa punkty do mocowania podwieszonych zewnętrznych. Maksymalna masa ze-

wnętrznymi podwieszonych — 200 kg. Może to być uzbrojenie strzeleckie, wyposażenie zwiadowcze i in. Typowy zestaw podwieszonych jest następujący: jeden dodatkowy zbiornik paliwa i jeden zasobnik z trzema kamerami lub dwa zbiorniki dodatkowe względnie dwa karabiny maszynowe kal. 7,62 mm z 500 szt. amunicji, albo dwa zasobniki z 18 niekierowanymi pociskami raketowymi kal. 25 mm. Może on również udźwignąć cztery bomby po 50 kg każda.

Konstrukcja samolotu obliczona jest na przeciążenia dopuszczalne $+7,0$; $-3,5$. Przewiduje się, że C22J może być również używany do innych celów, m.in. do fotogrametrii, kontroli ochrony środowiska, sprawdzania i cechowania urządzeń nawigacyjnych oraz jako szybki samolot ogólnego przeznaczenia.

SIAI-Marchetti S.211 (Włochy). Jest to dwumiejscowy całkowicie metalowy średniopłat mający spełniać zadania samolotu treningowego i lekkiego szturmowca. Został oblatany w kwietniu 1981 r. i wystawiony w czerwcu na Salonie w Paryżu.

Samolot ma skrzydła o profilu nadkrytycznym i kącie skosu $15^\circ 30'$. Mechanizacja składa się z klap Fowlera o dużej powierzchni. Kadłub konstrukcji półskorupowej mieści



Rys. 9. S-211 SIAI-Marchetti

z przodu przedział z aparaturą radioelektryczną, następnie dwuosobową kabinę w układzie tandem i z tyłu silnik. Kabina ciśnieniowa klimatyzowana ma wspólną osłonę otwieraną na bok. Fotel instruktora (tylny) jest usytuowany o 280 mm wyżej niż fotel ucznia. Fotele wyrzucane typu Martin Baker Mk.8 mogą być używane na wszystkich wysokościach w zakresie prędkości $111 \div 764$ km/h. Przy podłączeniu silników raketowych mogą być używane na ziemi. Po obu stronach kadłuba umieszczone są wloty powietrza do silnika. Pod kadłubem, w jego środkowej części, znajduje się hydraulicznie uruchamiany hamulec aerodynamiczny. Podwozie z kołem przednim chowane jest hydraulicznie w kadłub. Napęd samolotu stanowi dwuprzepływowy silnik JT15D-4M bez dopalacza. Ciąg silnika 1112 daN (1130 kG). Pojemność instalacji paliwowej 832 l (600 l w zbiornikach skrzydłowych, 150 l w kadłubie i reszta w zapasowym zbiorniku w kadłubie). Pojemność instalacji olejowej 10 kg.

Na czterech punktach mocowania pod skrzydłami można zawieszać różne zestawy uzbrojenia o maksymalnej masie 600 kg. Mogą to być cztery karabiny maszynowe Minigun kal. 7,62 mm lub 12,7 mm względnie dwa zasobniki z działkami 20 mm (tylko na wewnętrznych zamkach) albo cztery wyrzutnie po 18 pocisków raketowych kal. 50 mm w każdej. Pociski niekierowane mogą być różne, np. wyrzutnia Matra (6×68 mm), LAM-32 (7×25 mm) lub AL-6-80 (6×81 mm) lub tylko na wewnętrznych zawieszaniach cięższe pociski w dwóch wyrzutniach Matra 155 (18×68 mm) albo Snora (12×81 mm). Samolot może być uzbrojony również w cztery bomby o masie 150 kg każda lub pojemniki z napalmem. Przewiduje się również uzbrojenie go w dwa kierowane pociski klasy „powietrze—powietrze” Sidewinder lub Matra względnie w dwa pociski „powietrze—ziemia” Maverick. W wersji rozpoznawczej będą zawieszane dwa zasobniki po cztery kamery fotograficzne i aparatura na podczerwień w każdym. W celu przedłużenia zasięgu lotu na wewnętrznych zaczepach można zamocować dwa dodatkowe zbiorniki paliwa po 350 l każdy.

Badania modelowe elementów silnika metodą zamrażania naprężeń

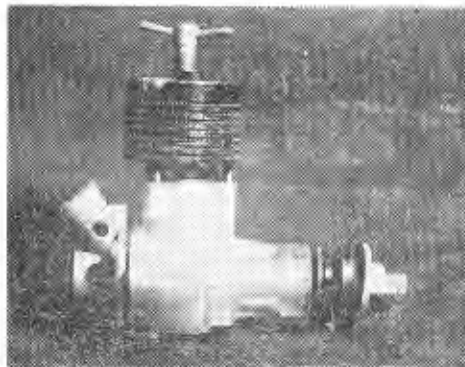
JÓZEF KORYL
ANDRZEJ MIĄSIK
ZYGMUNT WIERZYŃSKI

Studenckie Koło Naukowe Lotników
Instytut Lotnictwa
Politechnika Rzeszowska

Problemy analizy rozkładu naprężeń w elementach konstrukcji o złożonej geometrii i dużym obciążeniu mechanicznym należą do zagadnień bardzo trudnych zarówno pod względem teoretycznym, jak i eksperymentalnym. Trudności w zbudowaniu adekwatnego modelu matematycznego prowadzą z reguły do daleko idących uproszczeń. W przypadku konstrukcji, w których można spodziewać się lokalnych spiężeń naprężeń, otrzymany w sposób obliczeniowy rozkład naprężeń w zasadniczy sposób odbiega od fizycznego przebiegu zjawiska.

Dążenie do zwiększania trwałości i niezawodności urządzeń obserwuje się we wszystkich dziedzinach techniki, a badania zmęczeniowe stają się wymogiem odbiorcy. Dlatego niezwykle istotnego znaczenia nabierają badania

sztwność przy określonej zdolności do odkształceń sprężystych. W temperaturze podwyższonej żywica wykazuje mniejszą sztywność (stan wysoko elastyczny), co pociąga za sobą zwiększone odkształcenia sprężyste przy ta-



Rys. 1. Badany silnik modelarski Rytm o pojemności skokowej 2,5 cm³ i mocy 230 W (0,31 KM)

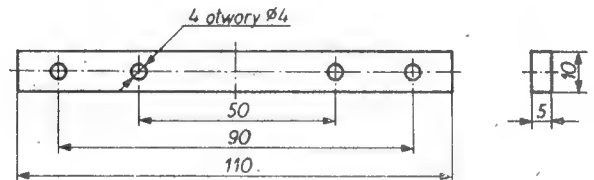


Rys. 2. Elementy silnika wykonane z żywicy epoksydowej Epidian 5

W tego rodzaju przypadkach podstawową formą badań konstrukcji są metody eksperymentalne. Jednakże i tutaj napotykamy na poważne trudności techniczne. Polegają one na braku możliwości poznania rozkładu naprężeń w miejscach niedostępnych, tzn. w tych elementach, do których dostęp jest niemożliwy podczas pracy urządzenia.

Przykładem tego rodzaju elementów konstrukcji mogą być korbowody, wały korbowe oraz inne elementy silnika tłokowego, których trwałość warunkuje trwałość całej konstrukcji, a jedyną możliwą do zrealizowania techniką badań stają się badania modelowe, a wśród nich metoda elastooptyczna [1] z zastosowaniem techniki zamrażania naprężeń.

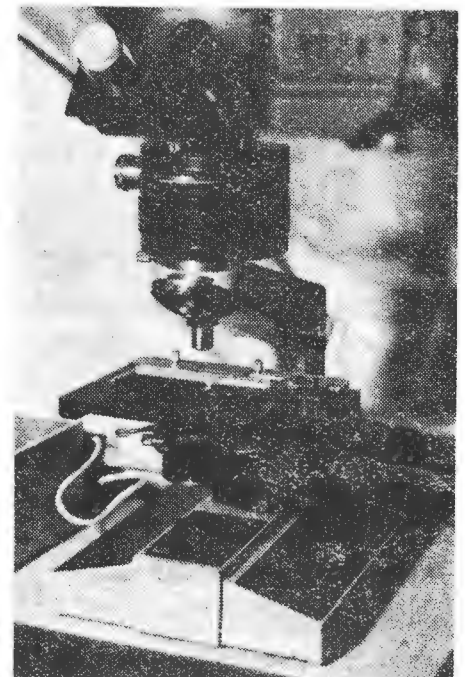
Rys. 3. Próbkę do wyznaczania stałych materiałowych



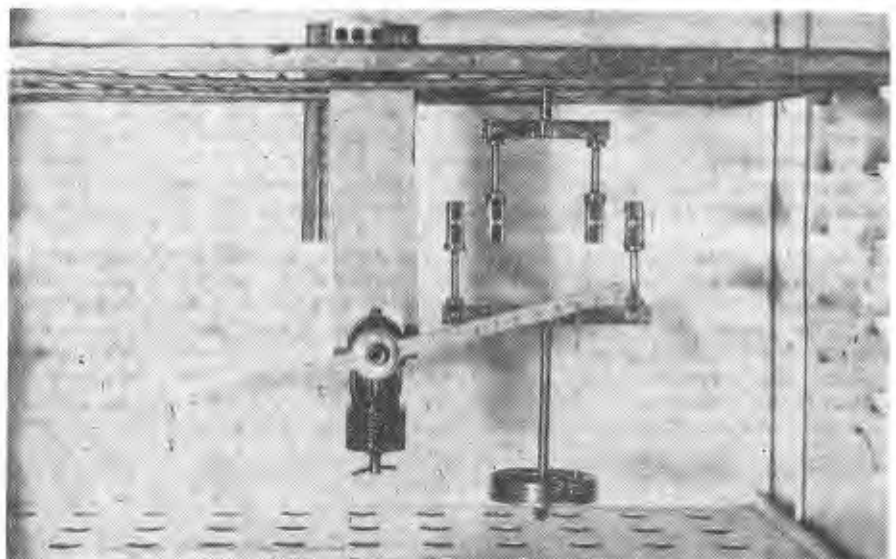
modelowe zmierzające do prognozowania uszkodzeń zmęczeniowych, pozwalające na „aktywny” proces projektowania. Polega on na konstruowaniu geometrycznego modelu urządzenia, które niemal natychmiast poddawane jest pomiarom rozkładu naprężeń, a bieżące wyniki badań są podstawą do bieżących zmian konstrukcyjnych.

Badania modelowe metodą zamrażania naprężeń elementów konstrukcji silnie obciążonych, a znajdujących się w miejscach niedostępnych zostały przedstawione w niniejszej pracy na przykładzie korbowodu i wału korbowego lotniczego silnika modelarskiego (rys. 1). Celem badań była próba uzasadnienia przyczyny zaobserwowanego w eksploatacji przedwczesnego zniszczenia się tych elementów.

W przypadku elementów niedostępnych podczas pracy urządzenia niezbędne staje się utrwalenie obrazu stanu naprężenia w obserwowanym modelu. Wykorzystuje się tu zjawisko zmiany stanu żywicy epoksydowej ze szklistego w stan wysoko elastyczny przy podwyższaniu temperatury [4]. W stanie szklistym w temperaturze otoczenia materiał ma dostatecznie dużą



Rys. 4. Mikroskop polaryzacyjny Biolar PI



Rys. 5. Komora pleca do zamrażania naprężeń

kim samym poziomie obciążenia. Po ochłodzeniu i ponownym przejściu w stan szklisty oraz po usunięciu obciążenia materiał zachowuje trwały (zamrożony) stan odkształcenia i naprężenia.

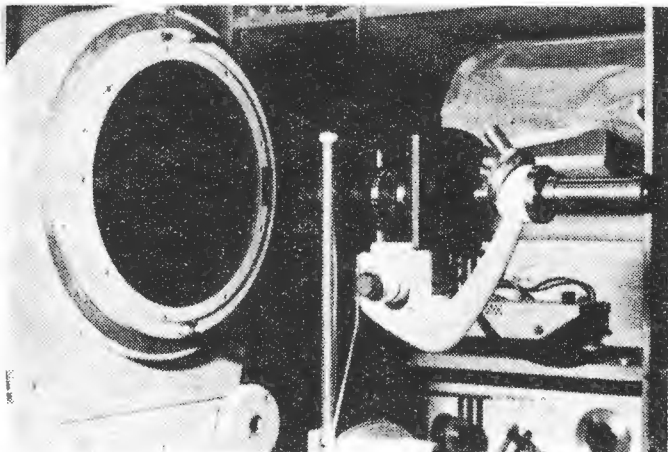
Istotną wadą stosowanych materiałów elastooptycznych jest tzw. efekt brzegowy. Pojawia się on w czasie w

Przedmiot badań stanowiły modele korbowodu i wału korbowego spalniczego silnika modelarskiego. Modele te wykonano w skali 1:1 z żywicy epoksydowej Epidian 5 metodą odlewania w formach z gumy silikonowej. W celu zachowania sztywności konstrukcji wykonano również modele korpusu i łożysk silnika (rys. 2). Powierzchnie

Płytki wycięte z korbowodu i wału korbowego z utrwalonym obrazem stanu naprężenia obserwowano za pomocą telemikroskopowego układu optycznego (rys. 6). Precyzyjnego odczytu wartości ułamkowego rzędu izochromy dokonywano za pomocą kompensatora (model 232 RE firmy Photolastic Inc.) (rys. 7), pozwalającego na odczyt ciągły rzędu izochromy w granicach od zera do dziewiątego rzędu (50 działek odpowiada jednemu rzędowi izochromy, przy czym charakterystyka kompensatora jest liniowa). W celu łatwiejszego zidentyfikowania punktu pomiarowego na płytce naniesiono siatkę z podziałką milimetrową. Pomierzone parametry izokliny i wartości izochromy poddano analizie za pomocą EMC. Specjalny program pozwolił na obliczenie składowych stanu naprężenia w rozważanym obszarze oraz przedstawienie wyników w formie warstwicy (rys. 10, 11), gdzie każdej cyfrze odpowiada określony przedział wartości składowej stanu naprężenia.

Wyniki pomiarów elastooptycznych poddane analizie za pomocą EMC pozwalają na dokonywanie ilościowej oceny stanu naprężenia w dowolnym punkcie analizowanego obszaru. Punkt ten może być dowolnie powiększony. Wyniki badań elastooptycznych potwierdzają zjawisko zaobserwowane podczas eksploatacji silnika. W wale korbowym występuje lokalne spiętrzenie naprężeń o dużym gradiencie, co staje się przyczyną pęknięcia w miejscu łączenia się wału korbowego z przeciwwagą (rys. 8). Podobna nierównomierność wyteżenia materiału istnieje w głowce korbowodu (rys. 11), czego efektem jest jego uszkodzenie (rys. 9).

Przeprowadzone badania potwierdzają możliwość prognozowania uszkodzeń zmęczeniowych elementów maszyn metodą elastooptyczną z zastosowaniem techniki zamrażania naprężeń. Metoda ta jest szczególnie przydatna do badania elementów o niewielkich wymiarach, jak również do badania elementów niedostępnych w czasie pracy urządzenia. Do zalet należy zaliczyć możliwość prowadzenia badań nad modelami o złożonej geometrii i sposobie obciążenia, bardzo dobrą poglądowość



Rys. 6. Telemikroskopowy układ optyczny

postaci izochrom w powierzchniowych warstwach modelu nie obciążonego. Szczególnie trudno jest wyeliminować efekt brzegowy przy stosowaniu metody zamrażania, gdzie czas od chwili zamrożenia, pocięcia modelu na płytki oraz badania wydłuża się. W celu usunięcia go stosuje się przed badaniem wygrzewanie płytek w temperaturze niższej od temperatury zamrażania.

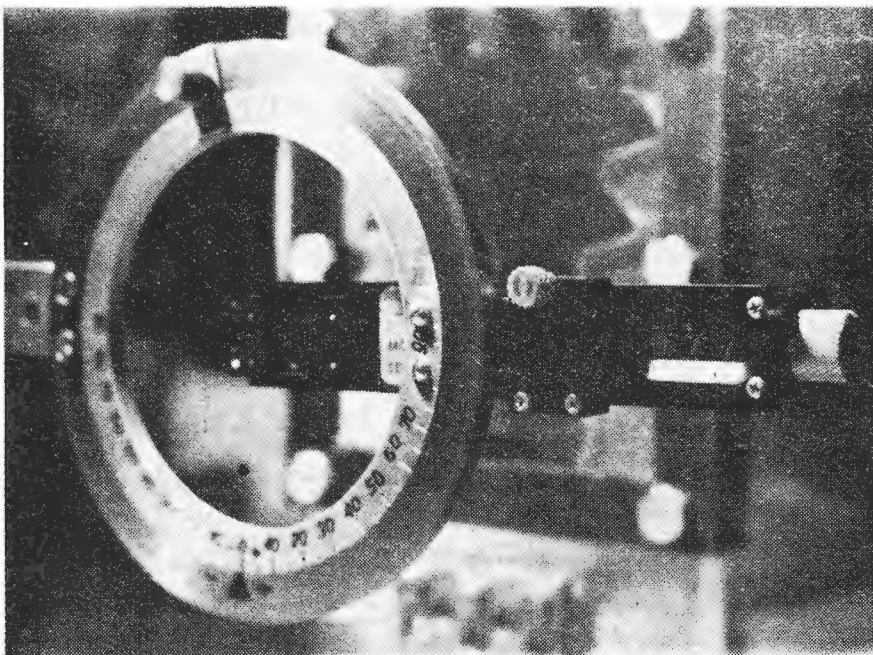
W modelu elastooptycznym utrwalonym przez zamrażanie stanowi odkształcenia i naprężenia odpowiada określony efekt optyczny, który jest przedmiotem obserwacji.

Do interpretacji badań modelowych wymagana jest znajomość wielkości określających właściwości materiału modelowego: modułu sprężystości podłużnej, współczynnika Poissona oraz naprężeniowej elastooptycznej stałej materiałowej. Wartości tych stałych określa się na podstawie wyników prostych prób np. czystego zginania płaskich próbek.

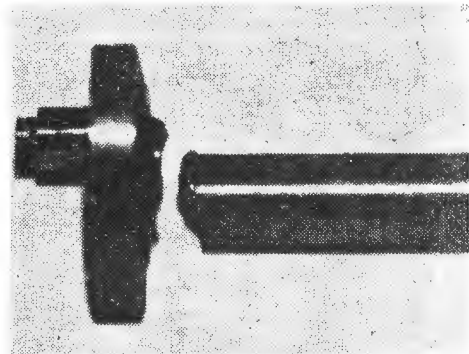
podziału form dobrano w ten sposób, aby powstające w procesie odlewania przesunięcia i błędy kształtu nie miały wpływu na naprężenia wywołane przyłożonym obciążeniem. Ze względu na dużą wierność odlewów z form silikonowych zbędna jest ich dalsza obróbka mechaniczna, co chroni modele przed wprowadzeniem dodatkowych naprężeń.

Stałe materiałowe wyznaczono na podstawie próby czystego zginania próbki (rys. 3) wykorzystując mikroskop polaryzacyjny Biolar PI (prod. PZO Warszawa) (rys. 4).

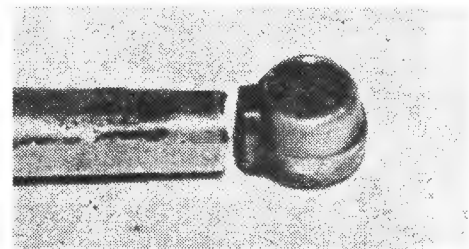
Skompletowany z odlanych elementów oraz oryginalnych części model silnika obciążono momentem obrotowym działającym na wał korbowy i poddano procesowi zamrażania (rys. 5). Obciążenie silnika wyznaczono metodami empirycznymi [5] stosowanymi przy obliczaniu silników spalniczych dwusuwowych chłodzonych powietrzem opierając się na prawach podobieństwa modelowego.



Rys. 7. Kompensator Photolastic Inc.-232 RE



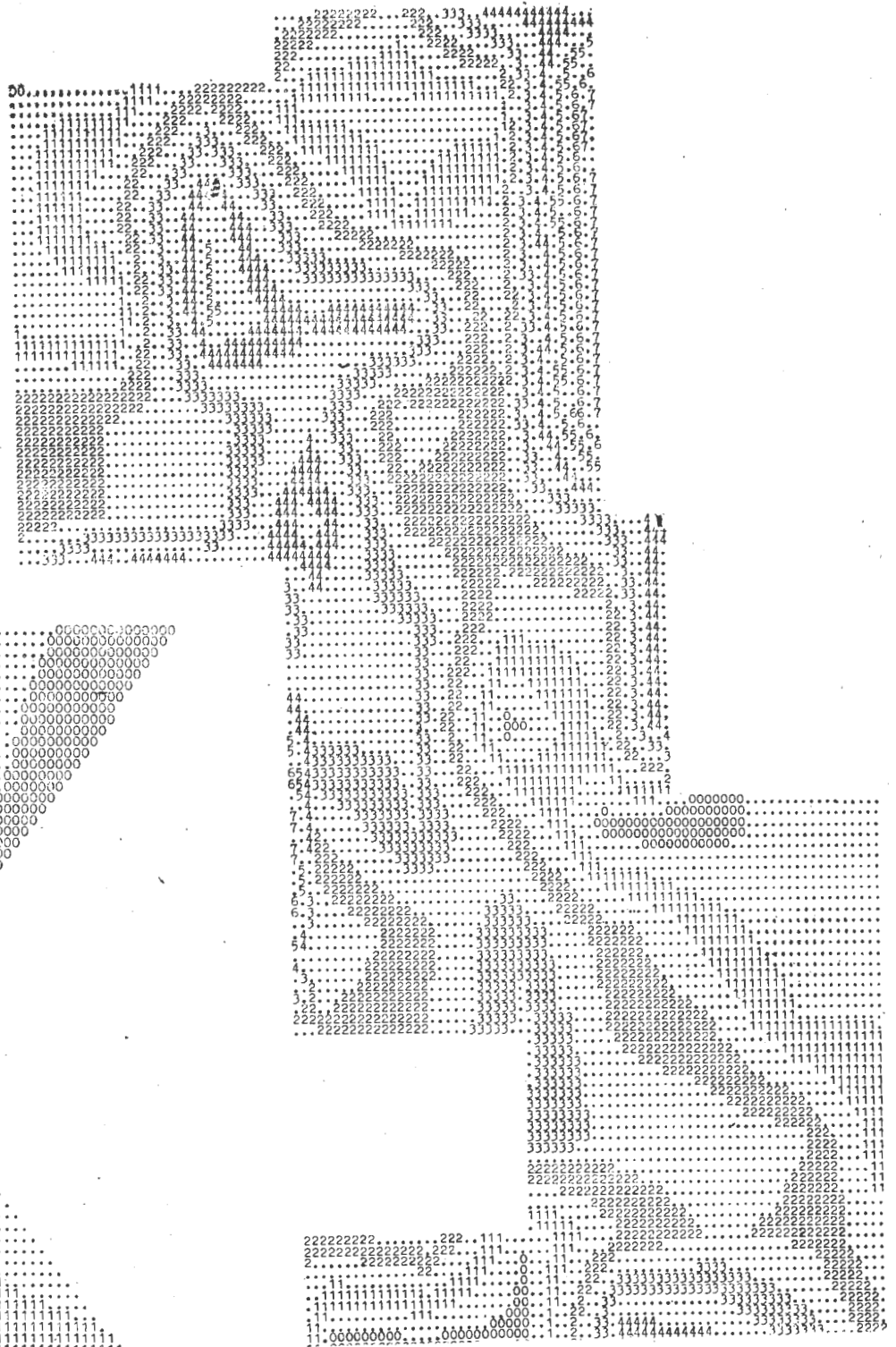
Rys. 8. Pęknięty wał korbowy



Rys. 9. Uszkodzony korbowód

wyników, możliwość szybkiej, jakościowej oceny wpływu zmian ukształtowania i obciążenia badanego obiektu na stan naprężenia, czyli „aktywnego” projektowania. Zaletą jest też przynależność do grupy metod badań niszczących, co jest zgodne z trendami współczesnej techniki badawczej oraz jej ekonomiczność. Do trudności omawianej metody należy zaliczyć pojawienie się efektu brzegowego i dodatkowych efektów optycznych związanych z obróbką mechaniczną modeli, lecz dotyczy to stosowanych obecnie materiałów optycznie czynnych.

Rys. 10. Plan warstwiczny stanu naprężenia w wale korbowym



Rys. 11. Plan warstwiczny stanu naprężenia w głowce korbowodu

LITERATURA

1. R. S. DOROSZKIEWICZ: Elastooptyka. PWN Warszawa 1975.
2. R. BRODZIŃSKI, H. KOPECKI, M. KOPKOWICZ: Modelowe badania stanu naprężeń w zamkach łopatek turbin metodami elastooptyki. IV Konferencja Naukowo-Techniczna, Rzeszów 1978.
3. Z. ORŁOŚ, A. JAKUBOWSKI: Wytrzymałość materiałów. WNT Warszawa 1970.
4. Z. ORŁOŚ (pod red.): Doświadczalna analiza odczłuszczeń i naprężeń. PWN Warszawa 1977.
5. J. A. WAJAND: Trakcyjne silniki z zapłonem samoczynnym. WNT Warszawa 1966.

Samolot patrolowy, do rozpoznania elektro-
nicznego i do zwalczania okrętów podwod-
nych

KONSTRUKCJA. Całkowicie metalowy,
dwoślinikowy średniopłat.

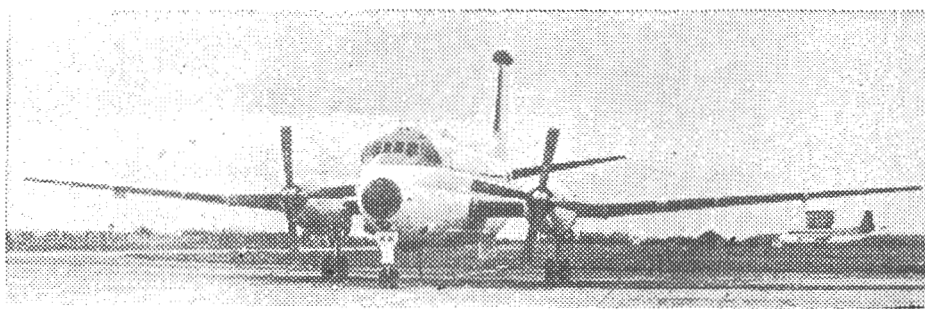
Plat. Obrys trapezowy, profil z rodziny
NACA 64 (grubość 16% u nasady i 12%
przy końcówce). Konstrukcja trójdzielna,
trójdźwigarowa, skorupowa fail safe. Wznios
części środkowej 0°, zewnętrznej 6°, kąt za-
klinowania 3°. Część środkowa na stałe po-
łączona z kadłubem, na niej mocowane
gondole silnikowe konstrukcje półskorupo-
wej. Pokrycie kesonu wykonane jako prze-
kładka z blach duralowych klejonych z
wypełniaczem ulowym. W pobliżu końców-
wek (w strefie lotek) środkowy dźwigar
zanika, dalej keson jest dwudźwigarowy.
Wnętrze kesonu zajmują integralne zbiór-
niki paliwowe. Kłapy dwuszczelinowe, z
sześciu segmentów, zajmują 75% rozpięto-
ści. Konstrukcja kłap metalowa klejona z
wypełniaczem ulowym. Na zewnętrznych
częściach skrzydeł przed kłapami na gór-
nej powierzchni skrzydła umieszczone są
spoilery (sześć segmentów). Lotki, o kon-
strukcji podobnej do konstrukcji kłap,
składają się z czterech segmentów. Noski
skrzydeł wyposażone w instalację przeciw-
oblodzeniową. Reflektory umieszczone w
noskach zewnętrznych części skrzydeł.

Kadłub. Przekrój zbliżony do ośmi-
ki. Konstrukcja skorupowa, z powłok prze-
kładkowych klejonych z blach duralowych
i wypełniacza ulowego. Górna część kadłu-
ba ciśnieniowa, na jej pokładzie kabina
pilotów, wyposażenie radioelektroniczne,
stanowiska pracy operatorów wyposażenia
i przedział gospodarczo-wypoczynkowy. Szy-
by kabiny pilotów oddzielane. Przedział wy-
posażenia bez okien, z dwoma wyjściami
awaryjnymi. Wejście do wnętrza kadłuba
z prawej strony jego tylnej części, gdzie
znajduje się również stanowisko obserwa-
tora z dwoma oknami z wypukłymi szyba-
mi (po obu stronach kadłuba). Pod pokła-
dem ciśnieniowej części kadłuba radar me-
teorologiczno-nawigacyjny (osłonięty lami-
natowym noskiem), wnęka podwozia przed-
niego, wnęka wysuwanej anteny radaru ob-
szerwacji morza, komora bombowa zamyka-
na dwudzielnymi drzwiami, zespoły instalacji
pokładowych i luki boi akustycznych
i rakiet sygnalizacyjnych. Tył kadłuba cha-
rakterystycznie wydłużony przez wysięgnik
anteny magnetometru.

Usterzenie. Klasyczne, o obrysach trapezo-
wych. Usterzenie poziome z wzniosem.
Konstrukcja stateczników wielodźwigarowa,
pokrycia skorupowe przekładkowe. Na
szczybie statecznika pionowego anteny urzą-
dzeń radioelektronicznych, osłonięte kroplo-
wą laminatową owiewką.

Sterowanie. Układy sterowania hydrau-
liczne, zdwojone, ze wzmacniaczami na stę-
rach i lękach.

Podwozie. Trójzespolowe, chowane hy-
draulicznie do wnek w kadłubie (przednie)
i gondolach silnikowych (tyłowe). Zespoły



podwozia jednogoleniowe, z amortyzatorami
wewnątrz goleni, zespoły kół bliźniacze.
Kola główne wyposażone w hamulce tar-
cowe z urządzeniem przeciwpoślizgowym.
Wymiary ogumienia: przednie 26 x 7,75-13,
główne 39 x 13-16.

Zespół napędowy. Dwa silniki turbośmi-
głowe Rolls Royce Tync RTy20 Mk.21 o
mocy 4638 kW każdy (producent SNECMA),
śmigła czteropłatowe, metalowe o zmieni-
nym skoku Ratler/de Havilland PD249/476/3.
Osłony silników metalowe, otwierane pro-
mieniście (z zawiasami na tylnych krawęd-
ziach). W skład zespołu napędowego wcho-
dzi również turbina pomocnicza (APU)
Astayne do rozruchu silników i napędza-
nia zespołów instalacji na ziemi oraz w
przypadku awarii.

Instalacje. Paliwowa — sześć skrzydło-
wych zbiorników integralnych o łącznej po-
jemności 23 000 l, możliwość zawieszenia
zbiorników dodatkowych na końcach skrzy-
deł oraz zbiornika o poj. 4600 l w komorze
bombowej zamiast uzbrojenia. Olejowa —
poj. zbiorników 100 l. Hydrauliczna — zdwo-
jona, zasila układy sterowania płatowcem,
kłapami, podwoziem, drzwiami komory
bombowej oraz wysuwaniem anteny radaru.
Elektryczna — system potrójny: trójfaz-
owy o zmiennej częstotliwości 115/208 V
z dwiema prądnicami 60/80 kVA, trójfazo-
wy o stałej częstotliwości 115/208 V 400 Hz
z czterema prądnicami 20 kVA, prądnicą
awaryjną 60 kVA napędzana turbiną pomo-
cniczą. Klimatyzacyjna — sprężarki na-
pędzane przekładnią silników. Tlenowa —
indywidualne aparaty dla członków załogi.
Przeciwoblodzeniowa — pneumatyczna Kle-
ber-Colombs na noskach skrzydeł i uster-
zeń, elektryczna na wlotach powietrza do
silników, łopatach i kółkach śmigieł.

Wyposażenie. Wykrywacz podzewieni,
radar Thomson-CSF Iguaue z urządzeniami
identyfikacyjnymi LMT/SECRE (swój-obcy),
magnetometr Crouzet, wykrywacz radaro-
wy Thomson-CSF Arar 13, radiostacja KF,
UKF/AM (Socrat), SF (Collins), radiobuso-
ła V/UHF, radiowysokościomierz TRT,
TACAN, DME, LMT, dwa urządzenia nawig-
acji bezwładnościowej SAGEM Uliss 53,

radioteleks SAGEM, ekran nawigacyjny i
komputer danych lotu Crouzet, system
łączności z radiobojami Thomson-CSF Sa-
dang.

Uzbrojenie. Samolot może zabierać do
komory kadłubowej bomby różnego wago-
miaru, różnego typu torpedy, bomby głębi-
nowe lub miny. Pod skrzydłami można
podwieszać różne zestawy rakiet (kierowa-
nych i niekierowanych). W tylnej części
komory bombowej 78 boi akustycznych róż-
nego przeznaczenia i typu.

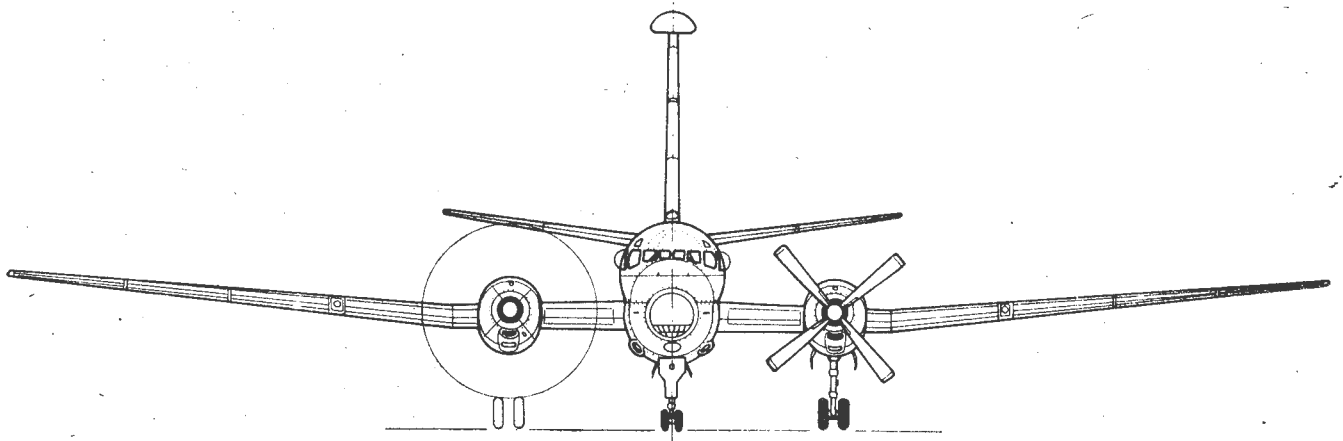
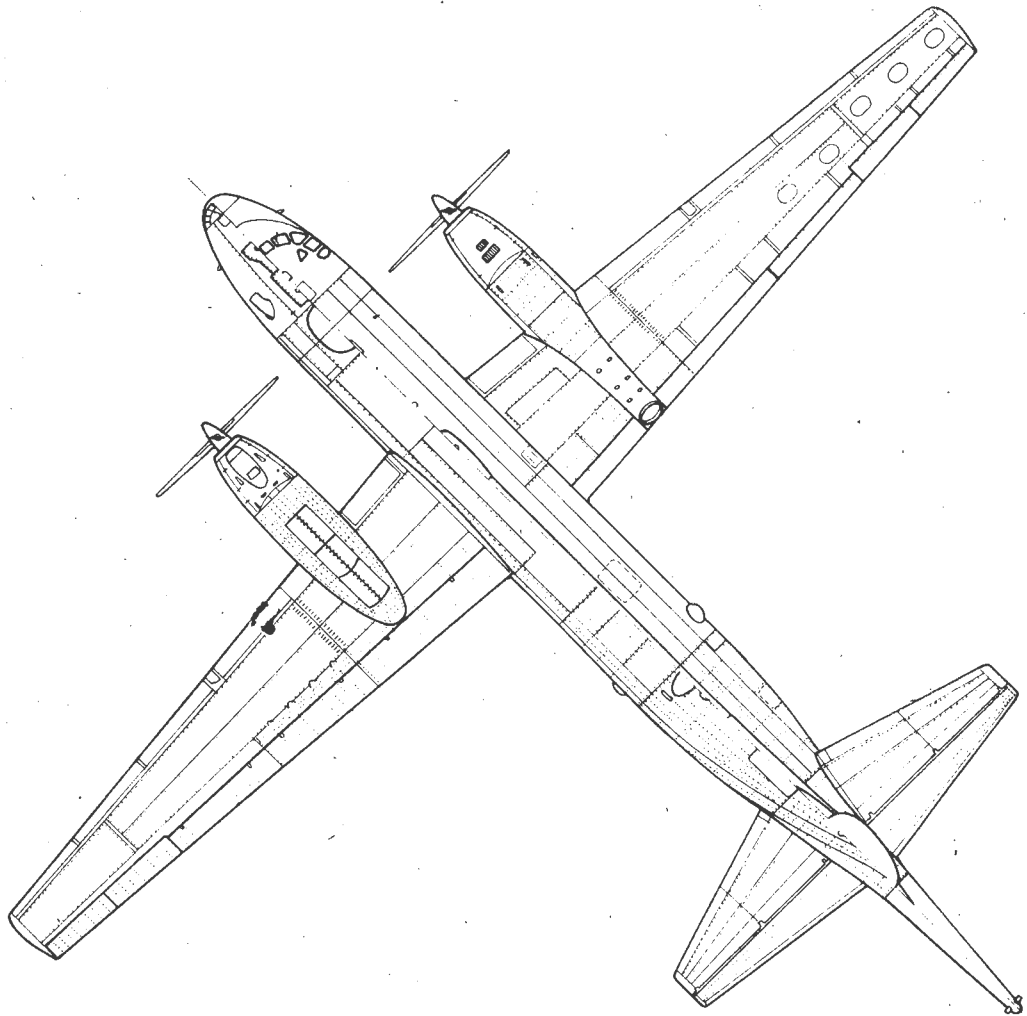
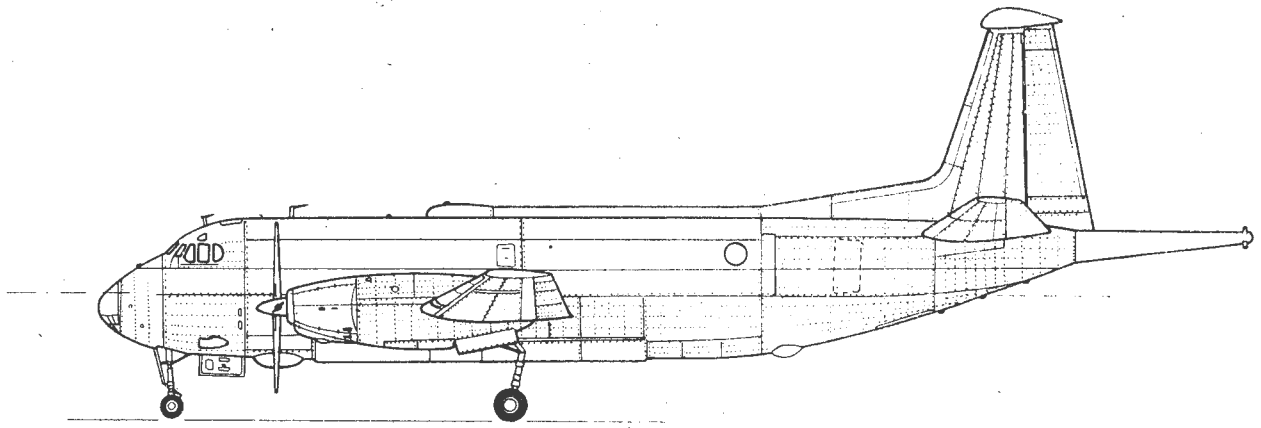
ROZWOJ KONSTRUKCJI. Wiosną 1958 r.
NATO ogłosił konkurs na samolot mający
zastąpić przestarzałe samoloty Neptune. Do
konkursu przystąpiło 26 firm z 8 krajów,
składając 21 projektów. Jesienią 1958 r. w
pierwszym etapie eliminacji wyłoniono trzy
najlepsze projekty, które kontynuowano do
fazy projektu ofertowego. Projekt Br.1150
zwytyczył w eliminacjach i został skiero-
wany do realizacji, przewidującej szeroką
współpracę i kooperację przy produkcji.
W 1960 r. utworzono konsorcjum międzynaro-
dowe SECBAT, w skład którego weszły
firmy: Breguet (Francja), SEEFLUG (Dor-
nier + Siebel — RFN), ABAP (SABCA, Fal-
rey, Fabrique Nationale — Belgia), Fokker
(Holandia), Sud Aviation (Francja), Hispano-
Suiza (Francja). Prototyp oblatano 21.10.
1961 r. — miał on pełne wyposażenie, jakie
przewidywano dla samolotu seryjnego. Ba-
dania prototypów (przedłużone w związku
z katastrofą jednego z nich) zakończono
w listopadzie 1963 r. Pierwsze zamówienia:
Francja — 40 szt., RFN — 20 szt. Pierwszy
seryjny samolot wszedł do eksploatacji w
grudniu 1965 r. Pierwsze zamówienie zreali-
zowano w 1968 r. W tym czasie Holandia
zamówiła 9 szt. a Włochy 18 szt., przystę-
pując równocześnie do konsorcjum (Aerita-
lia, 1968 r.). Produkcję zakończono w 1973 r.
(łącznie wyprodukowano 73 szt.); przystą-
piono do programu modernizacji projektu-
jąc wersję Mk.II, produkcję jednak nie pod-
jęto. W 1978 r. podjęto decyzję o wzno-
wieniu produkcji samolotu z nowym wy-
posażeniem (Atlantic ANG), pierwsze zamó-
wienie — 12 szt., przewiduje się wpro-
wadzić do eksploatacji w 1984 r.

DANE TECHNICZNE (ANG)

Rozpiętość (z antenami na końcach)	37,36 m
Długość	31,75 m
Wysokość	11,34 m
Wysokość kadłuba	4,00 m
Rozpiętość usterzenia	12,31 m
Rozstaw podwozia	9,00 m
Baza podwozia	9,45 m
Średnica śmigieł	4,88 m
Odległość osi śmigieł	9,00 m
Długość komory bombowej	9,00 m
Szerokość komory bombowej	2,10 m
Długość wnętrza kabiny załogi	18,50 m
Szer. wnętrza kabiny załogi	3,60 m
Wys. wnętrza kabiny załogi	2,00 m
Wydłużenie skrzydła	10,94
Powierzchnia skrzydeł	120,34 m ²
Powierzchnia lotek	5,26 m ²
Powierzchnia kłap	26,80 m ²
Powierzchnia spoilerów	1,66 m ²
Pow. usterzenia pionowego	16,64 m ²
Pow. steru kierunku	5,96 m ²
Pow. usterzenia poziomego	33,00 m ²
Pow. steru wysokości	8,30 m ²
Masa własna z wyposażeniem	25 000 kg
Masa ładunku bojowego (ASW)	2200 kg
Masa ładunku bojowego (ASV)	3000 kg
Masa paliwa maks.	18 500 kg
Masa start. maks. (ASW)	43 900 kg

Masa start. maks. (ASV)	45 400 kg
Masa start. z przecignięciem	46 200 kg
Masa maks. bez paliwa	29 000 kg
Masa maks. do lądowania	46 000 kg
Masa obl. do lądowania	36 000 kg
Obciążenie pow. maks.	385 kg/m ²
Obciążenie mocy maks.	5,07 kg/kW
Prędkość dopuszczalna	0,7 M
Prędk. pozioma maks.	657 km/h
Prędk. pozioma maks. (H=0)	592 km/h
Prędk. przelot. (H=7600 m)	555 km/h
Prędk. patrolowania norm.	333 km/h
Prędk. przecignięcia (z kłapami)	167 km/h
Wznoszenie (H=0, 30 000 kg)	14,7 m/s
Wznoszenie (H=0, 40 000 kg)	10,2 m/s
Wznoszenie (H=0, 1 silnik, 30 000 kg)	6,1 m/s
Wznoszenie (H=0, 1 silnik, 40 000 kg)	3,55 m/s
Pułap	9100 m
Start na 10,5 m	1620 m
Start na 10,5 (jeden silnik)	2240 m
Lądowanie z 15 m	1500 m
Zasięg maks.	8150 km
Długotrwałość lotu (przy zasięgu 1110 km)	8 h
Długotrwałość lotu (przy zasięgu 1050 km)	5 h
Długotrwałość lotu maks.	18 h

T.M.





Samolot rolniczy

KONSTRUKCJA. Jednosilnikowy, jednomiejscowy, całkowicie metalowy zastrzałowy dolnopłat ze stałym podwoziem.

Plat. Obrys prostokątno-trapezowy, profil NACA 2412 modyfikowany, wznios części zewnętrznych 9° , kąt zaklinowania $+1,5^\circ$ u nasady i $-1,5^\circ$ przy końcówce. Konstrukcja trzyczęściowa, półskorupowa, dwudźwigarowa. Przy nasadzie części zewnętrznych integralne zbiorniki paliwowe umieszczone wewnątrz kesonu. Na zewnętrznych częściach skrzydeł są umieszczone kłapy szczelinowe i lotki typu Friese. Konstrukcja kłap i lotek metalowa, pokrycie z blachy żłobkowanej. Skrzydła wsparte są od góry zastrzałami z rury duralowej o przekroju kropłowym, wprowadzonymi w przedni dźwigar. Wejście zastrzału w skrzydło pod niewielkim kątem spowodowało konieczność zastosowania oprofilowania w postaci lokalnego pogrubienia profilu. Środkowa część skrzydła przy kadłubie ma wzmocnione górne pokrycie z wykończeniem przeciwślizgowym. Końcówki skrzydeł laminatowe, silnie zagięte do dołu. Skrzydła wyposażone w zaczepy do mocowania aparatury opryskującej.

Kadłub. Przekrój prostokątny. W części przedniej konstrukcja kratownicowa, spawana z rur ze stali chromowo-molibdenowej, część tylna półskorupowa, duralowa. Pokrycie części przedniej odejmovane z blach duralowych, mocowanych na szkielet z duralowych profili. Przed kabiną pilota, w przedniej grodzi kratownicy, umieszczony jest zbiornik chemikaliów. Kabina pilota obudowana klatką kapotażową wyprowadzoną ze struktury kadłuba. Kabina bogato oszklona (wiatrochron, drzwi-okna boczne, szyba tylna, szyby górne), z doskonałą widocznością we wszystkich kierunkach, dostępna z obu stron kadłuba (drzwi-okna otwierane do dołu). Na wiatrochronie nóż do przecinania lub odchylenia drutów sieci napowietrznych połączony linką ze szczytem usterzenia pionowego. Fotel pilota regulowany, pasy bezpieczeństwa typu bezwładnościowego. Wnętrze kabiny przewietrzane, wyłożone masą elastyczną.

Usterzenie. Usterzenie klasyczne, wolnonośne, obrysy obu usterzeń trapezowe. Konstrukcja stateczników całkowicie metalowa, dwudźwigarowa. Stery metalowe pokryte blachą żłobkowaną, wyważone aerodynamicznie. Na prawym segmencie steru wysokości i na sterze kierunku kłapki wyważające. Przed obydwooma usterzeniami dość długie trójkątne brzechwy poprawiające opływ przy ślizgach bocznych.

Sterowanie. Sterowanie klasyczne (drążek i pedały), lotki napędzane układem popychaczowym, stery — linkami, napęd kłap — elektryczny.

Podwozie. Podwozie klasyczne stałe. Golenie podwozia głównego sprężyste typu Land-O-Matic stalowe, chronione nożami do przecinania drutu. Koła główne o wymiarach $8,00-8 \times 22$ wyposażone w hamulce hydrauliczne tarczowe. Podwozie tylne z golenią sprężystą, kółko zawieszona na widelcu.

Zespoły napędowe. Silnik płaski sześciocylindrowy, chłodzony powietrzem, Continental TSIO-520I o mocy 231 kW z doładowaniem. Śmigło trójłopatowe, metalowe, o stałych obrotach. Silnik zawieszony na łożu z rur stalowych. Osłony silnika metalowo-laminatowe.

Instalacje. Paliwowa — zbiorniki skrzydłowe o pojemności 204 l (197 l zużywalne). Olejowa — pojemność zbiornika 11,5 l. Elektryczna — prądorozrusznik 12 V/60 A, akumulator 12 V/24 Ah (standard). Na specjalne zamówienie instalacja o napięciu 24 V.

Wyposażenie. Zestaw przyrządów wymagany przepisami.

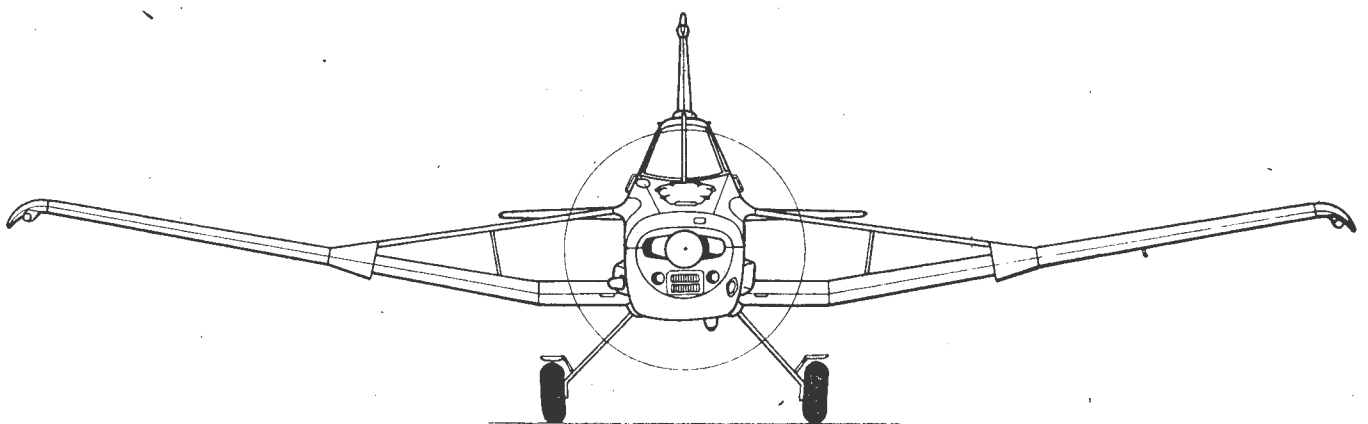
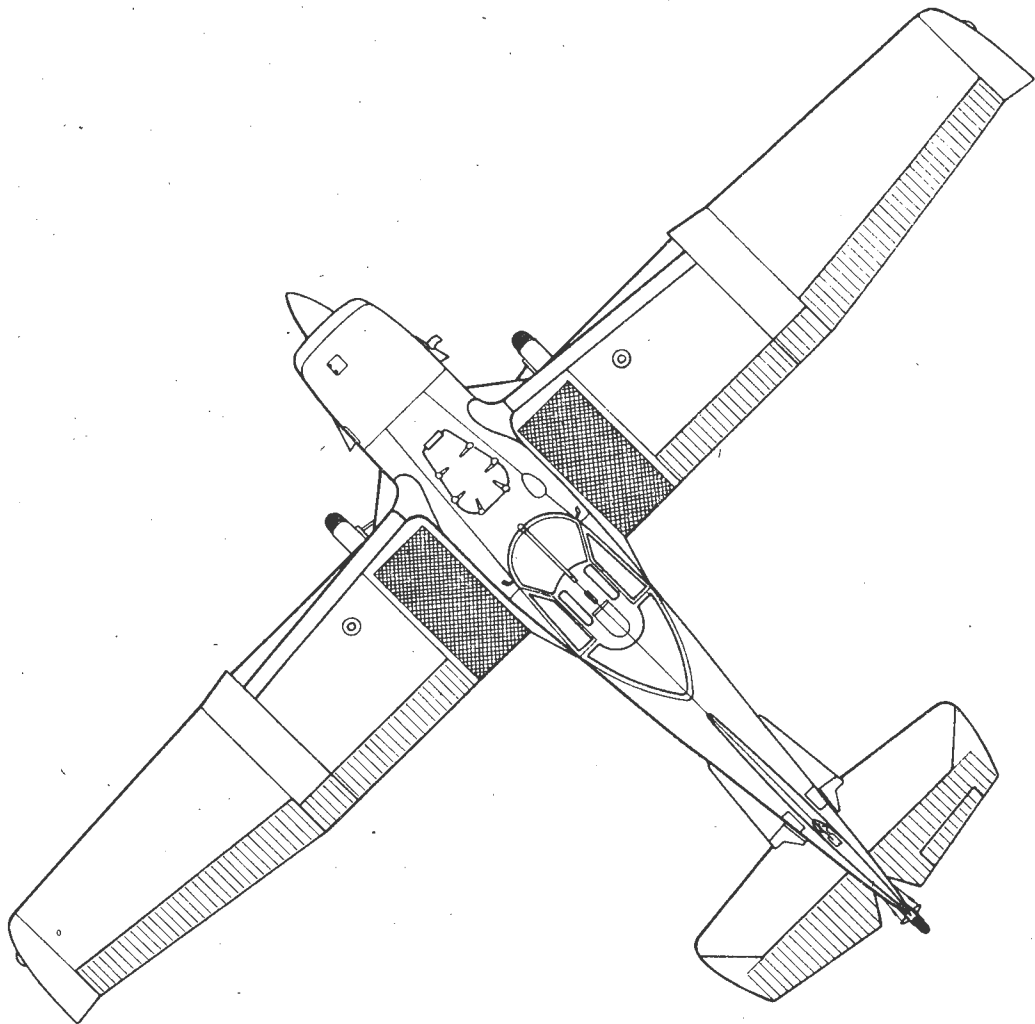
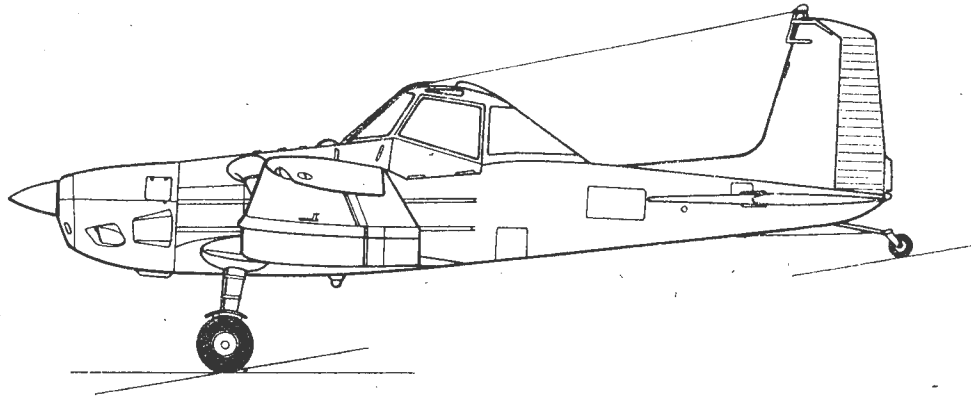
Wyposażenie rolnicze. Laminatowy zbiornik chemikaliów o pojemności 1060 l, wentylator napędzający pompę do chemikaliów ciekłych, rury z 22, 44 lub 64 dyszami rozpryskującymi, rozrzutnik do chemikaliów sypkich.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Samolot Cessna Ag Husky jest nową odmianą wcześniejszych samolotów Ag Truck i Ag Wagon. Produkcję rozpoczęto w 1979 r. Różnica sprowadza się do zmiany zespołu napędowego (zastosowanie silnika o większej mocy z wtryskiem paliwa i turbosprężarką) w celu poprawy osiągnięć. Płatowiec i instalacje oraz wyposażenie są identyczne do wyposażenia samolotu Ag Truck. Samolot certyfikowany wg przepisów FAR 23 w kategorii normalnej N i ograniczonej R.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	12,7 m
Długość	8,08 m
Wysokość	2,49 m
Rozpiętość usterzenia	3,35 m
Cięciwa skrzydła przy kadłubie	1,63 m
Cięciwa skrzydła przy końcówce	1,12 m
Rozstaw podwozia	2,16 m
Średnica śmigła	2,03 m
Powierzchnia skrzydła	19,05 m ²
Wydłużenie skrzydła	8,46
Masa własna	1047 kg
Masa startowa maks. (R)	1996 kg
Masa do lądowania	1497 kg

Obciążenie powierzchni nośnej maks.	104,78 kg/m ²
Obciążenie mocy maks.	8,64 kg/m ²
Prędkość maks. (H = 0)	209 km/h
Prędkość przelotowa (75% mocy)	196 km/h
Prędkość przeciągnięcia (bez kłap)	114 km/h
Prędkość przeciągnięcia (z kłapami)	108 km/h
Wznoszenie maks. (H = 0)	2,58 m/s
Pułap operacyjny certyfikowany maks.	4265 m
Rozbieg	393 m
Start na 15 m	628 m
Lądowanie z 15 m	386 m
Dobieg	128 m
Zasięg maks.	402 km



Międzynarodowe normy zdatności do lotów statków powietrznych

Aneks 8 do Konwencji o Międzynarodowym Lotnictwie Cywilnym (II)

Konwencja o międzynarodowym lotnictwie cywilnym, podpisana w Chicago, uzupełniona jest wieloma załącznikami. Zagadnienia zdatności do lotu statków powietrznych zawarte są w aneksie 8 (Airworthiness of Aircraft), którego tekst zamieszczamy poniżej.

CZĘŚĆ I. DEFINICJE

Podane terminy, stosowane w przepisach zdatności do lotów statków powietrznych, mają następujące znaczenie:

Samolot — statek powietrzny cięższy od powietrza o napędzie mechanicznym czerpiący swą siłę nośną w locie głównie od sił aerodynamicznych działających na jego powierzchni nośne, które w danych warunkach lotu pozostają nieruchome.

Statek powietrzny — każdy statek, który może utrzymać się w atmosferze wskutek oddziaływania na niego powietrza, z wyjątkiem reakcji powietrza o powierzchnię ziemi.

Przewidywane warunki użytkowania — takie warunki, które są znane z doświadczenia lub które mogą się zdarzyć podczas użytkowania statku powietrznego biorąc pod uwagę użytkowanie, do którego statek powietrzny jest przewidziany. Warunki rozpatrywane uwzględniają: stan meteorologiczny atmosfery, ukształtowanie terenu, sprawność funkcjonowania statku powietrznego, sprawność personelu oraz wszystkie inne przyczyny mające wpływ na bezpieczeństwo lotu. Przewidywane warunki użytkowania nie zawierają:

a) takich skrajnych przypadków, którymi można zapobiec manewrem pilotażowym (procedurą operacyjną),
b) takich przypadków, które zdarzają się sporadycznie i ustalenie norm dla nich stworzyłoby wyższy poziom przepisów zdatności do lotów statków powietrznych niż to jest konieczne z uwagi na doświadczenie i codzienną praktykę.

Odpowiednie przepisy zdatności do lotów — ogólne i szczegółowe dane w zakresie zdatności do lotów ustanowione przez państwo stowarzyszone dla poszczególnych klas statków powietrznych (patrz rozdz. 2.2 cz. II niniejszego aneksu).

Zatwierdzone — przyjęte przez państwo stowarzyszone jako odpowiednie do określonego celu.

Konfiguracja (w odniesieniu do samolotu) — określone ustawienie ruchomych elementów takich jak: klapy wyporowe, podwozie itp., które wpływają na charakterystykę aerodynamiczną samolotu.

Krytyczny zespół napędowy — usterka silnika, powodująca najbardziej niekorzystny wpływ na właściwości lotne samolotu w odniesieniu do rozpatrywanego przypadku.

Maksymalna masa przy lądowaniu — największa masa samolotu, z którą — wg założeń konstrukcyjnych — może on lądować.

Maksymalna masa startowa — największa masa, z którą samolot — wg założeń konstrukcyjnych — może rozpocząć rozbieg startowy.

Maksymalna masa przy kołowaniu — największa masa samolotu, przy której uwzględniono w konstrukcji obciążenia mogące wystąpić w czasie użytkowania samolotu na ziemi przed rozpoczęciem startu.

Współczynnik bezpieczeństwa — współczynnik pewności konstrukcji stosowany w celu uwzględnienia możliwości powstania obciążeń większych niż założono oraz z powodu niedokładności w konstrukcji i wykonaniu.

Obciążenia dopuszczalne — największe przyjęte obciążenie, które może powstać w przewidywanych warunkach użytkowania.

Współczynnik obciążenia — stosunek określonego obciążenia do masy samolotu. Może być on wyrażony siłami

aerodynamicznymi, siłami bezwładności lub reakcji ziemi.

Zespół napędowy — układ z jednym lub wieloma silnikami i częściami przyległymi, które są konieczne do wywołania ciągu, niezależnie od ciągłości pracy innego silnika, lecz nie uwzględniający urządzeń wywołujących chwilowy wzrost ciągu.

Ciśnienie wysokości — ciśnienie atmosferyczne wyrażone przez odpowiadającą mu wysokość atmosfery wzorcowej.

Potwierdzenie ważności (świadectwa zdatności do lotów) — czynność wykonana przez państwo stowarzyszone w przypadku, gdy zamiast wystawiać nowe świadectwo zdatności do lotów uznaje ono świadectwo wydane przez inne państwo stowarzyszone za równoważne z własnymi świadectwem zdatności do lotów.

Atmosfera wzorcowa — jeżeli użyto terminu atmosfera wzorcowa w jakiegokolwiek normie o zdatności do lotów statków powietrznych w odniesieniu do statku powietrznego, którego prototyp został zgłoszony do odpowiednich władz lotniczych w celu homologacji po dniu 12 listopada 1966 r., wówczas należy rozumieć go jako atmosferę określoną w następujący sposób:

a) powietrze jest suchym gazem doskonałym,

b) stałe fizyczne są następujące:

— średnia masa molekularna na poziomie morza:

$$M_0 = 28,9644 \cdot 10^{-3} \text{ kg/mol}$$

— ciśnienie atmosferyczne na poziomie morza:

$$P_0 = 1013,250 \text{ milibarów} = 1,013250 \cdot 10^5 \text{ niuton m}^{-2}$$

— temperatura na poziomie morza:

$$t_0 = 15 \text{ }^\circ\text{C} (59 \text{ }^\circ\text{F})$$

$$T_0 = 288,15 \text{ K} (518,67 \text{ }^\circ\text{R})$$

— gęstość powietrza na powierzchni morza:

$$\rho_0 = 1,2250 \text{ kg m}^{-3}$$

— temperatura punktu lodu

$$T_1 = 273,15 \text{ K} (491,67 \text{ }^\circ\text{R})$$

— uniwersalna stała gazowa:

$$R = 8,31432 \text{ J} \cdot \text{K}^{-1} \text{ mol}^{-1}$$

Uwaga: Rada zalecała stosowanie tej nowej definicji w możliwie szerokim zakresie od 1 czerwca 1964 r.

Znormalizowany geopotencjalny metr ma wartość: 9,80665 m²·sek⁻² (znormalizowana geopotencjalna stopa ma wartość: 32,17405 ft²·sek⁻²).

Patrz Doc 7488/2 o zależności między zmiennymi zawierającymi tabele określające odpowiednie wartości temperatury, ciśnienia, gęstości i geopotencjału.

Doc 7488/2 podaje również masę właściwą, lepkość, lepkość kinematyczną oraz prędkość dźwięku na różnych wysokościach.

c) gradient temperatury od 5000 znormalizowanych metrów geopotencjalnych poniżej poziomu morza do wysokości, na której temperatura powietrza wynosi $-56,5 \text{ }^\circ\text{C}$ równa się $-0,0065 \text{ }^\circ\text{C}$ na znormalizowany metr geopotencjalny; od tego poziomu (11 000 znormalizowanych metrów geopotencjalnych) do wysokości 20 000 znormalizowanych metrów geopotencjalnych gradient temperatury wynosi 0, zaś od 20 000 do 32 000 znormalizowanych metrów geopotencjalnych gradient temperatury wynosi $+0,0010 \text{ }^\circ\text{C}$ na znormalizowany metr geopotencjalny.

Państwo rejestracji — państwo, do którego rejestru jest wpisany statek powietrzny.

Obciążenie niszczące — obciążenie maksymalne pomnożone przez odpowiedni współczynnik bezpieczeństwa.

CZĘŚĆ II. WYMAGANIA ADMINISTRACYJNE

1. Świadectwo zdatności do lotów

2. Zakres stosowania

2.1. Normy części II mają następujące zastosowanie:

Świadectwo zdatności do lotu, użyte w niniejszych normach, oznacza świadectwo zdatności do lotu, o którym mowa w § 31 Konwencji.

a) ustępy 4, 5 i 6 do wszystkich statków powietrznych począwszy od dnia 1 grudnia 1957 r.,

b) ustępy 3, 7, 8 i § 2.2 do wszystkich typów statków powietrznych, których prototyp zostanie zgłoszony w dniu 13 czerwca 1960 r. lub w terminie późniejszym właściwym władzom państwowym, w celu uzyskania świadectwa zdatności do lotów.

Zakres stosowania norm zamieszczonych w innych częściach aneksu jest podany w poszczególnych częściach.

Rada zalecała, aby postanowienia ustępów 3, 7, 8 oraz § 2.2 były stosowane w stopniu możliwie najszerszym do wszystkich statków powietrznych począwszy od dnia 1 grudnia 1957 r.

2.2. Państwo stowarzyszone nie powinno wydać (ani uznać za ważne) świadectwa zdatności do lotów, dla którego będzie żądać uznania jego zdatności za postanowieniami art. 33 Konwencji o Międzynarodowym Lotnictwie Cywilnym, z wyjątkiem przypadku, gdy statek powietrzny odpowiada wymaganiom ogólnych i szczegółowych przepisów zdatności do lotów ustalonych dla tej kategorii statków powietrznych przez państwo rejestracji lub przez inne państwo stowarzyszone.

Przepisy krajowe muszą być takie, aby zgodność z nimi zapewniała również zgodność z:

a) normami części II niniejszego aneksu,

b) odpowiednimi normami cz. III niniejszego aneksu.

W przypadku gdy cechy konstrukcyjne danego statku powietrznego są takie, iż żadna norma z części III nie da się zastosować lub jest niewłaściwa, wówczas państwo rejestracji może wnieść zmiany zapewniające co najmniej równy poziom bezpieczeństwa.

3. Sprawdzenie zgodności z wymaganiami odpowiednich przepisów zdatności do lotów.

3.1. Świadectwo zdatności do lotów powinno być wydane przez państwo stowarzyszone, które uznaje statek powietrzny za zdalny do lotów lub przez jego upoważnionych przedstawicieli, na podstawie dostatecznego dowodu, iż statek powietrzny odpowiada warunkom odpowiednich przepisów zdatności do lotów. Jeśli świadectwo zdatności do lotów jest wydane w warunkach przewidzianych w pkt. 3.2, wspomniane państwo lub jego upoważnieni przedstawiciele powinni uzyskać powyższą pewność w sposób przewidziany w pkt. 3.1.1, 3.1.2 oraz 3.1.3.

3.1.1. Powinna istnieć zatwierdzona dokumentacja techniczna składająca się z takich rysunków, wykazów, sprawozdań i innych dowodów, jakie są konieczne, aby udowodnić, że statek powietrzny odpowiada wymaganiom odpowiednich przepisów zdatności do lotów. Dokumentacja powinna być przechowana do identyfikacji statku powietrznego z zatwierdzoną konstrukcją.

3.1.2. W celu określenia, że statek powietrzny odpowiada pod wszystkimi zasadniczymi względami zatwierdzonej dokumentacji oraz jego budowa i montaż są prawidłowe, powinien on w czasie budowy podlegać kontroli zgodnie z metodą zatwierdzoną przez państwo.

3.1.3. Statek powietrzny powinien być poddany takim próbom w locie, jakie państwo uzna za konieczne do stwierdzenia, że odpowiada on warunkom odpowiednich przepisów zdatności do lotów.

3.2. Jeśli statek powietrzny mający ważne świadectwo zdatności do lotów wydane przez państwo stowarzyszone jest wpisywany do rejestru innego państwa stowarzyszonego, wówczas to nowe państwo rejestracji, wydając nowe świadectwo zdatności do lotów lub potwierdzając ważność danego świadectwa, może uznać wydanie poprzedniego świadectwa zdatności do lotów przez państwo stowarzyszone za dostateczny dowód w całości lub w części, iż statek powietrzny jest zdalny do lotów. Nie będzie wówczas wymagane postępowanie nakazane w pkt. 3.1.1, 3.1.2 i 3.1.3.

Powyższe postanowienia mają zastosowanie zarówno przy wpisywaniu statku powietrznego do rejestru po raz pierwszy, jak i przy zmianie przynależności państwowej statku powietrznego.

3.3. Państwa stowarzyszone powinny również, w celu stwierdzenia zgodności z odpowiednimi przepisami o zdatności do lotów statku powietrznego, podjąć inne kroki, które uzna za konieczne do zapewnienia, iż świadectwo zdatności do lotów zostanie zatrzymane o ile jest wiadome lub istnieje przypuszczenie, że statek powietrzny ma niebezpieczne właściwości, które nie zostały specjalnie omówione w tych przepisach.

4. Zachowanie zdatności do lotów.

4.1. Określenie zachowania zdatności do lotów.

Zachowanie zdatności do lotów statku powietrznego powinno być stwierdzone przez państwo rejestracji zgodnie z odpowiednimi przepisami zdatności do lotów będącymi w mocy dla tego statku powietrznego w chwili kontroli.

Dotyczy to zarówno kontroli normalnych, jak i kontroli po uszkodzeniu statku powietrznego.

4.2. Informacje dotyczące zachowania zdatności do lotów.

Każde państwo stowarzyszone wystawiające świadectwo zdatności do lotów powinno przekazać na żądanie innemu państwu stowarzyszonemu ogólne informacje, które uważać będzie za konieczne do zachowania przez statek powietrzny zdatności do lotów oraz do zagwarantowania bezpieczeństwa jego użytkowania.

Państwo stowarzyszone, które wpisało statek powietrzny do swego rejestru jest odpowiedzialne za podjęcie takich kroków, jakie są niezbędne w świetle otrzymanych informacji.

5. Ważność świadectwa zdatności do lotów.

5.1. Świadectwo zdatności do lotów powinno być odnowione lub powinno zachować swą ważność zgodnie z obowiązującymi przepisami prawnymi państwa rejestracji, pod warunkiem, iż państwo to będzie wymagać, aby zachowanie zdatności do lotów statku powietrznego było stwierdzone okresową kontrolą przeprowadzaną w określonych odstępach czasu, z uwzględnieniem czasu użytkowania oraz warunków tego użytkowania lub też za pomocą systemu kontroli zatwierdzonego przez to państwo i dającego wynik co najmniej równorzędny.

5.2. Potwierdzenie ważności świadectwa zdolności do lotów.

Jeżeli państwo rejestracji, zamiast wystawiać nowe świadectwo zdatności do lotów, potwierdzi ważność świadectwa wydanego przez inne państwo stowarzyszone, wówczas powinno ono potwierdzić tę ważność za pomocą wpisu uznającego świadectwo poprzednie za równoważne ze świadectwem własnym.

Okres ważności tego potwierdzenia nie może przekraczać okresu ważności świadectwa zdatności do lotów, jednak przy każdym odnawianiu tej ważności potwierdzenie będzie mogło być przedłużone lub inna forma potwierdzenia będzie mogła być wydana przez państwo rejestracji na okres równy okresowi ważności świadectwa zdatności do lotów.

6. Czasowa niezdatność do lotów

6.1. Wymaganie ogólne

Jeżeli statek powietrzny nie jest utrzymany w stanie zdalnym do lotów zgodnie z odpowiednimi przepisami zdatności do lotów, wówczas należy zawiesić go w lotach do czasu przywrócenia mu stanu zdalności do lotów.

6.2. Uszkodzenie statku powietrznego

W przypadku uszkodzenia statku powietrznego państwo rejestracji powinno osądzić, czy uszkodzenie to pozbawia statek powietrzny zdalności do lotów zgodnie z odpowiednimi przepisami zdalności do lotów.

6.2.1. Jeżeli uszkodzenie nastąpiło lub zostało stwierdzone w czasie kiedy statek powietrzny znajduje się na terytorium innego państwa stowarzyszonego, władze tego państwa mają prawo zabronić statkowi powietrznemu wykonania dalszego lotu pod warunkiem natychmiastowego zawiadomienia o tym państwa rejestracji podając wszystkie niezbędne informacje dotyczące powzięcia decyzji, o której mowa w ustępie 6.2.

6.2.2. O ile państwo rejestracji uzna, że uszkodzenie jest tego rodzaju, iż statek powietrzny nie jest dłużej zdalny do lotów, wówczas powinno ono zabronić statkowi powietrznemu dalszego wykonywania lotu aż do chwili kiedy zostanie mu przywrócona sprawność do lotów. Jednakże państwo rejestracji może, w wyjątkowym przypadku, określić specjalne ograniczenia w użytkowaniu, przy których statek powietrzny będzie mógł — bez opłacających przelot pasażerów — wykonać lot do lotniska, na którym zostanie przywrócony mu stan zdalności do lotów. W tym przypadku państwo stowarzyszone, które w myśl § 6.2.1 zabroniło wykonywania dalszego lotu powinno zgodzić się na ten lot.

6.2.3. Jeżeli państwo rejestracji uzna, że uszkodzenie jest tego rodzaju, iż statek powietrzny nadal zachowuje zdalność do lotów, wówczas dalsze wykonywanie lotu przez statek powietrzny powinno być dozwolone.

7. Wzór świadectwa zdalności do lotów

Świadectwo zdalności do lotów powinno zawierać odpowiednie dane (tabl.) i powinno być z nim na ogół zgodne.

8. Informacje i ograniczenia statku powietrznego

Każdy statek powietrzny powinien być zaopatrzony w instrukcję użytkowania w locie, naprawy lub inne dokumen-

ty określające zatwierdzenie ograniczenia, przy zachowaniu których uznano statek powietrzny za zdalny do lotów zgodnie z odpowiednimi wymaganiami przepisów budowy, jak również w instrukcje i informacje potrzebne do bezpiecznego użytkowania statku powietrznego.

TABLICA

*)	Państwo rejestracji Urząd wydający świadectwo	*)
Świadectwo zdatności do lotów		
1. Znaki narodowe i rejestracyjne	2. Wytwórcza i jego oznaczenie statku powietrznego	3. Numer seryjny statku powietrznego
4. Kategorie		
5. Niniejsze świadectwo zdatności do lotów zostało wydane w oparciu o postanowienia Konwencji o Międzynarodowym Lotnictwie Cywilnym z dnia 7 grudnia 1944 r. oraz**) dla wyżej wymienionego statku powietrznego, który został uznany za zdalny do lotów, o ile będzie obsługiwany i użytkowany zgodnie z wyżej wymienionymi dokumentami oraz z zachowaniem obowiązujących ograniczeń w użytkowaniu.		
Data wydania	Podpis	
6. ***)		
*) do wypełnienia przez państwo rejestracji **) wstawić nazwę odpowiednich przepisów zdatności do lotów ***) miejsce to można wykorzystać zarówno do adnotacji okresowych (podających termin upływu ważności), jak i do stwierdzenia, iż obsługa statku powietrznego odbywa się wg metody stałej kontroli		

CZĘŚĆ III. SAMOLOTY

Rozdział 1. Wymagania ogólne

1.1. Zakres zastosowania

1.1.1. Normy cz. III, z wyjątkiem przedstawionych w pkt. 8.4.2, stosuje się do wszystkich samolotów wymienionych w pkt. 1.1.3, których prototypy zostały przedstawione właściwym władzom danego państwa w celu otrzymania świadectwa zdatności do lotów w dn. 13.06.1960 r. lub później.

1.1.2. Normy podane w pkt. 8.4.2 cz. III są stosowane do wszystkich samolotów wymienionych w pkt. 1.1.3, których prototypy zostały przedstawione do certyfikacji właściwym władzom lotniczym danego państwa w celu otrzymania świadectwa zdatności do lotu 13.12.1964 r. lub później.

Rada zaleciła, aby normy cz. III, z wyjątkiem wymienionych w pkt. 8.4.2, były stosowane w miarę możliwości do wszystkich samolotów wymienionych w pkt. 1.1.3 począwszy od 1.12.1957 r., a normy podane w pkt. 8.4 były stosowane w miarę możliwości do wszystkich samolotów wymienionych w pkt. 1.1.3 począwszy od 1.04.1962 r.

1.1.3. Poziom zdatności do lotów określony przez odpowiednie części ogólnych i szczegółowych przepisów państwowych, o których mowa w pkt. 2.2 cz. II w odniesieniu do samolotów podanych w pkt. 1.1.2, powinien być co najmniej równoważny z ogólnym poziomem podanym np. w dokumentach:

— zalecane metody zgodności; wytrzymałość pod obciążeniami występującymi w locie; silniki tłokowe; próby typu; silniki turbinowe, typowe próby; śmigła, typowe próby; wszystkie zatwierdzone przez Radę 13.06.1957 r. i załączone do niniejszego aneksu,

— zalecane metody zgodności dla świateł nawigacyjnych włącznie ze światłami przeciwwidzeniowymi, zatwierdzone przez Radę 13.12.1961 r. i załączone do niniejszego aneksu.

1.1.4. Normy odnoszą się do kompletnego samolotu mającego zespoły napędowe, instalację i wyposażenie z wyjątkiem przypadków, kiedy zostało to zaznaczone inaczej.

1.2. Liczba zespołów napędowych

Samolot powinien mieć nie mniej niż dwa zespoły napędowe.

1.3. Ograniczenia

1.3.1. Zakres ograniczeń powinien być określony dla samolotu, jego zespołów napędowych oraz wyposażenia (patrz pkt. 9.2). Zgodność z normami cz. III powinna być określona uwzględniając fakt, że samolot jest użytkowany w zakresie podanych ograniczeń. Zakres ograniczeń należy wy-

znaczyć z uwzględnieniem dostatecznego zapasu bezpieczeństwa w celu zmniejszenia, w możliwie największym stopniu, prawdopodobieństwa wypadków.

1.3.2. Należy ustalić zakres zmian: masy, położenia środka ciężkości, rozkładu ładunku, prędkości i wysokości lotu lub wysokości ciśnienia, przy czym powinna istnieć zgodność ze wszystkimi odpowiednimi normami cz. III, z wyjątkiem przypadku, kiedy połączenie niektórych warunków jest niemożliwe do osiągnięcia.

Największa masa i zakresy wędrowki środka ciężkości mogą się zmieniać np. z każdą wysokością i w zależności od warunków lotu, np. start, przelot, lądowanie.

Podane wielkości można np. traktować jako zasadnicze ograniczenia samolotowe: maks. masa startowa, maks. masa przy lądowaniu, maks. masa przy lądowaniu, maks. masa paliwa, skrajne przednie i tylne położenie środka ciężkości przy różnych warunkach lotu (start, przelot, lądowanie).

Maksymalne masy operacyjne mogą być ograniczone w wyniku zastosowania norm zdatności ze względu na hałas (patrz aneks 16 i 6 cz. I i II).

1.4. Niebezpieczne właściwości i charakterystyki

Samolot nie powinien mieć właściwości lub charakterystyk zagrażających bezpieczeństwu lotu w zakresie przewidywanych warunków użytkowania.

1.5. Sprawdzania zgodności

1.5.1. Zgodność z odpowiednimi przepisami zdatności do lotów może być ustalona na podstawie wyników prób, obliczeń lub na podstawie obliczeń opartych na próbach pod warunkiem, że w każdym przypadku osiągnięta dokładność zapewnia poziom zdatności do lotów równy poziomowi uzyskiwanemu w bezpośrednich próbach.

1.5.2. Próby wymienione w pkt. 1.5.1 powinny dawać dostateczną gwarancję prawidłowej i pewnej pracy samolotu, jego części składowych i wyposażenia w przewidywanych warunkach użytkowania.

Rozdział 2. Właściwości lotne

2.1. Wymagania ogólne

2.1.1. Zgodność z normami opisanymi w rozdz. 2 powinna być udowodniona za pomocą prób w locie lub innych prób przeprowadzonych na samolocie lub samolotach takiego typu, dla których żąda się wydania świadectwa zdatności do lotów, lub też za pomocą obliczeń opartych na takich próbach pod warunkiem, że wyniki uzyskane z obliczeń są równorzędne pod względem dokładności z wynikami samych prób.

2.1.2. Zgodność z każdą normą powinna być określona dla wszystkich, dających się praktycznie osiągnąć, kombinacji masy i położenia środka ciężkości samolotu w zakresie warunków załadowania, dla których żąda się wydania świadectwa zdatności do lotów.

2.1.3. W koniecznym przypadku należy odtworzyć odpowiednie konfiguracje samolotu w celu określenia osiągnięć w różnych stanach lotu oraz do badań lotnych właściwości samolotu.

2.2. Osiągi

2.2.1. Wymagania ogólne

2.2.1.1. Powinny być określone i umieszczone w instrukcji użytkowania w locie, dla potrzeb użytkownika, wyczerpujące informacje w celu wyznaczenia masy całkowitej samolotu na podstawie wielkości dotyczących planowanego lotu a mających wpływ na odpowiednie parametry operacyjne. Ma to na celu zapewnienie projektowanemu lotowi uzyskania bezpiecznych minimalnych osiągnięć.

2.2.1.2. Podane osiągi samolotu powinny być dostosowane do możliwości pilota z niewielkim doświadczeniem lub niedostateczną sprawnością.

2.2.1.3. Wyszczególnione osiągi samolotu muszą być zgodne z pkt. 1.3.1, jak również uwzględniać działanie takich układów samolotu i jego wyposażenia, które mogą mieć wpływ na osiągi.

2.2.2. Osiągi minimalne

Przy maksymalnej masie przyjętej do startu (patrz pkt. 2.2.3) i do lądowania w zależności od położenia lotniska lub wysokości ciśnieniowej, czy też wg atmosfery wzorcowej, czy też w określonych warunkach pogody bezwietrznej (dla wodnosamolotów w określonych warunkach spokojnej wody) samolot powinien być zdalny do uzyskania minimum osiągnięć podanych odpowiednio w pkt. 2.2.2.1 i 2.2.2.2. Nie bierze się przy tym pod uwagę przeszkód, długości pasa startowego lub odcinka wodnego.

Norma ta zezwala na przyjęcie w instrukcji użytkowania w locie maks. masy do startu i lądowania w oparciu np. o: poziom lotniska lub wysokość ciśnienia na poziomie lotniska, lub wysokość ciśnienia i temperaturę powietrza na poziomie lotniska tak, aby można było tę normę zawsze użyć przy stosowaniu krajowych przepisów dotyczących ograniczeń osiągnięć samolotu.

2.2.2.1. Start

a. Samolot powinien być zdalny do wystartowania zakładając, że krytyczny silnik ulega uszkodzeniu (patrz pkt 2.2.3), zaś pozostałe zespoły napędowe pracują w zakresie ograniczeń mocy startowej.

b. Pod koniec okresu, w którym może być stosowana moc startowa, samolot powinien być zdalny do kontynuowania wznoszenia przy niesprawnym krytycznym silniku i pracujących w zakresie ograniczeń maks. mocy trwałej pozostałych silników, aż do wysokości, którą może on utrzymać i na której może wykonać krąg nad lotniskiem.

c. Minimalne osiągi podczas wszystkich faz startu i wznoszenia powinny być dostateczne do upewnienia się, że mimo warunków pracy odbiegających nieznacznie od warunków idealnych, dla których wyznaczono parametry startu (pkt 2.2.3), nie zachodzi dysproporcja w stosunku do założeń.

2.2.2.2. Lądowanie

a. Samolot znajdujący się w fazie podejścia do lądowania z niesprawnym krytycznym silnikiem powinien być zdalny, w przypadku niewłaściwego obliczenia lądowania, do kontynuowania lotu do punktu, z którego może być wykonane ponowne zejście.

b. Samolot znajdujący się w fazie przyziemienia powinien być zdalny, w przypadku decyzji odejścia na drugi krąg, do wzniesienia się przy pracujących wszystkich silnikach.

2.2.3. Podawanie osiągnięć

Dane o osiągnięciach należy określić i umieścić w instrukcji użytkownika w locie tak, aby ich stosowanie zgodnie z wymaganiami operacyjnymi (patrz rozdz. 5.2 aneksu 6 cz. 1) zapewniało bezpieczną współzależność między osiąganymi samolotu a lotniskami i trasami, na których będzie on latał.

Przy wyznaczaniu osiągnięć należy wziąć pod uwagę zmianę takich wielkości jak: masa, wysokość lotu lub wysokość ciśnieniowa, prędkość wiatru, gradient powierzchni do startu i lądowania (dla wodnosamolotów zaś stan powierzchni wody, gęstość wody i siłę prądów morskich) oraz inne zmienne parametry, przy których samolot powinien być homologowany.

2.2.3.1. Start

Dane dotyczące osiągnięć przy starcie powinny zawierać odległość przyspieszenia—zatrzymania oraz długość drogi startowej.

2.2.3.1.1. Odległość przyspieszenia—zatrzymania (accelerate—stop distance)

Jest to odległość potrzebna do przyspieszenia i zatrzymania (lub w przypadku wodnosamolotów do przyspieszenia i powrotu) do dostatecznie małej prędkości zakładając, że krytyczny silnik uległ nagle uszkodzeniu w punkcie nie bliższym od początku startu niż przyjęto przy określaniu drogi startu (patrz pkt 2.2.3.1.2).

2.2.3.1.2. Droga startu

Droga startu powinna zawierać odcinek rozbiegu po ziemi lub wodzie, początkowe wznoszenia i wznoszenie zakładając, że krytyczny silnik uległ nagle uszkodzeniu podczas startu (patrz pkt 2.2.3.1.1). Długość drogi startu powinna być wyznaczona aż do wysokości, którą samolot może zachować i na której może on wykonać krąg nad lotniskiem. Wznoszenie powinno być wykonane przy prędkości nie mniejszej niż wynosi bezpieczna prędkość startowa określona w pkt. 2.3.1.3.

2.2.3.2. Przelot

Osiągi przy wznoszeniu w czasie lotu po trasie powinny uwzględniać wznoszenie lub opadanie samolotu przy następującym założeniu:

- niesprawnym krytycznym silnikiem oraz
- niesprawnymi dwoma krytycznymi silnikami przy trzech lub więcej silnikach w samolocie.

Pracujące silniki nie powinny przekroczyć maks. mocy trwałej.

2.2.3.3. Lądowanie

Długość lądowania jest to pozioma odległość przebyta przez samolot od punktu na drodze podejścia położonego na określonej wysokości nad powierzchnią lotniska do punktu na powierzchni lotniska, przy którym samolot zatrzymuje się całkowicie lub (w przypadku wodnosamolotu) osiąga odpowiednio małą prędkość.

Wybrana wysokość nad lotniskiem i prędkość podejścia powinny być oparte na doświadczeniu pilota. Odległość ta może być uzupełniona takim odcinkiem długości rezerwowej, jaki może być konieczny. Toteż obrana wysokość nad poziomem lotniska, prędkość podejścia i odległość rezerwowa powinny być odpowiednio wzajemnie dobrane i powinny uwzględniać zarówno normalne procedury operacyjne, jak i znaczne od nich odchylenia.

Jeżeli długość lądowania zawiera odległość rezerwową określoną w niniejszej normie, nie jest wtedy konieczne uwzględnienie różnic w technice podejścia i lądowania zawartych w pkt. 5.2.7.2 aneksu 6 cz. 1.

2.3. Właściwości lotne

Samolot powinien odpowiadać wymaganiom norm rozdz. 2.3 na wszystkich wysokościach aż do maksymalnego przewidywanego pułapu włącznie, uwzględniając zmiany warunków wskutek zmian temperatur ze wzrostem wysokości w stosunku do parametrów, przy których samolot był sprawdzany.

2.3.1. Sterowność

Samolot powinien być sterowny we wszystkich przewidywanych warunkach użytkowania oraz powinno być możliwe wykonanie na nim łagodnych przejść z jednego stanu lotu w inny (np. zakręty, ślizgi, zmiany mocy silnika, zmiany konfiguracji samolotu) bez wymagania od pilota wyjątkowego doświadczenia, nadmiernej sprawności lub wysiłku nawet w przypadku uszkodzenia jakiegoś zespołu napędowego. Technika bezpiecznego sterowania samolotem powinna być określona dla wszystkich stanów lotu i konfiguracji płatowca, dla których wyznaczono osiągi.

Norma ta jest przeznaczona m.in. do wyjaśnienia zachowania się samolotu w warunkach spokojnej atmosfery oraz upewnienia się, że lot w warunkach atmosfery burzliwej nie powoduje nadmiernego pogorszenia się właściwości lotnych samolotu.

2.3.1.1. Sterowność na ziemi (lub wodzie)

Samolot powinien być sterowany na ziemi (lub na wodzie) podczas kołowania, startu i lądowania w zakresie przewidywanych warunków użytkowania.

2.3.1.2. Sterowność podczas startu

Samolot ma być sterowny w przypadku nagłego uszkodzenia krytycznego silnika w dowolnym punkcie startu, w przypadku gdy jest pilotowany zgodnie z założonym profilem startu i odległościami przyspieszenia—zatrzymania.

2.3.1.3. Bezpieczna prędkość przy starcie

Bezpieczna prędkość przy starcie, określona w osiągnięciach samolotu jako prędkość oderwania się od ziemi (lub wody) powinna zawierać prędkości powyżej przeciągnięcia i powyżej prędkości minimalnej, przy której samolot pozostaje sterowany po nagłym uszkodzeniu krytycznego silnika.

2.3.2. Wyważenie

Samolot powinien mieć takie wyważenie i inne właściwości pozwalające stwierdzić, że wymagania stawiane uważając pilota i jego możliwościom utrzymania wymaganych warunków lotu nie były nadmierne, biorąc pod uwagę stan lotu i czas, w jakim te wymagania wystąpią. Może to nastąpić zarówno w locie normalnym, jak i przy uszkodzeniu jednego lub więcej silników, dla których wyznaczono charakterystyki osiągnięć.

2.3.3. Stateczność

Samolot powinien mieć taką stateczność w odniesieniu do innych jego właściwości lotnych, osiągnięć, wytrzymałości i najbardziej zbliżonych warunków eksploatacji (np. konfiguracji samolotu i zakresów prędkości), by można było stwierdzić, że wymagania stawiane wysiłkowi pilota potrzebne mu do skupienia się nie są nadmierne, biorąc pod uwagę stan lotu i czas, w jakim te wymagania wystąpią. Równocześnie stateczność samolotu powinna być taka, by pilot nie odczuwał nadmiernego wysiłku fizycznego, nie może być ona również powodem zagrożenia bezpieczeństwa lotu przez brak sterowności w warunkach przymusowych (awaryjnych).

2.3.4. Przeciągnięcie

2.3.4.1. Ostrzeżenie przed przeciągnięciem

Podczas zbliżania się samolotu do krytycznych kątów natarcia zarówno w locie poziomym, jak i przy zakrętach przy pracujących wszystkich silnikach lub gdy jeden z silników jest uszkodzony, pilot musi odebrać jasne i wyraźne ostrzeżenie o niebezpieczeństwie przeciągnięcia, przy czym samolot może znajdować się w dolnej dopuszczalnej konfiguracji i przy różnych mocach z wyjątkiem takich, które mogą zagrażać bezpieczeństwu.

Ostrzeżenie przed przeciągnięciem i inne właściwości samolotu powinny umożliwiać pilotowi skuteczne zapobieżenie zjawisku przeciągnięcia w chwili pojawienia się ostrzeżenia i powinny pozwalać na zachowanie pełnej kontroli nad samolotem bez zmiany mocy silników.

URZĄDZENIA BEZPIECZEŃSTWA

- 1 — rejestrator rozmów (w kabinie) załogi
- 2 — r. parametrów lotu, r. l.
- 3 — r. zapisujący na taśmie magnetycznej
- 4 — kaseta
- 5 — mechanizm przesuwu taśmy
- 6 — pancerna obudowa
- 7 — zapis, rejestracja
- 8 — z. na drucie stalowym
- 9 — kasowanie (zapisu)
- 10 — przeciągnięcie
- 11 — głębokie p.
- 12 — „odpychacz drażka”
- 13 — wibrator d.
- 14 — nadajnik kąta natarcia, sonda k. n.
- 15 — wskaźnik k. n.
- 16 — sygnalizator przeciągnięcia
- 17 — syrena sygnalizatora p.
- 18 — automat hamowania, a. przeciwoślizgowy
- 19 — poślizg, blokowanie kół
- 20 — p. względny
- 21 — koło zamachowe
- 22 — nadajnik prędkości
- 23 — wyłącznik odśrodkowy
- 24 — odhamowanie
- 25 — tarcie rozporządzone
- 26 — system ratowniczy
- 27 — (awaryjne) opuszczanie samolotu
- 28 — katapultowanie
- 29 — k. na wysokości zerowej
- 30 — fotel wyrzucany
- 31 — zrzut osłony kabiny
- 32 — odpalenie fotela
- 32 — opóźnienie (otwarcia)
- 34 — otwarcie spadochronu
- 35 — (automatyczne) otwarcie zamka pasów
- 36 — a. o. z. p. wg sygnalizatora barometrycznego
- 37 — urządzenie wyrzucające, katapulta
- 38 — nabój, ładunek wybuchowy
- 39 — statecznik, stabilizator
- 40 — spadochron ustępczości, s. stabilizujący
- 41 — s. hamujący
- 42 — s. główny
- 43 — zasobnik spadochronu
- 44 — rakietka otwarcia s.
- 45 — uchwyt wyrzucenia, u. katapultowania
- 46 — zasłonka (twarzy)
- 47 — uchwyt awaryjnego katapultowania
- 48 — unieruchomienie nóg
- 49 — u. rąk
- 50 — zabezpieczenie, bezpiecznik
- 51 — zawór przyspieszeniowy
- 52 — mechanizm czasowy
- 53 — m. aneroidowy, m. barometryczny
- 54 — wspólne złącze instalacji
- 55 — (awaryjna) instalacja tlenowa
- 56 — zasobnik z wyposażeniem awaryjnym
- 57 — automatyczne napełnianie pontonu

K.D.

EOI28/K/81

DISPOSITIFS de SÉCURITÉ

- 1 — (enregistreur) (m) de voix d'équipage
- 2 — enregistreur (m) de vol
- 3 — e. (à bande) magnétique
- 4 — cassette (f)
- 5 — mécanisme (f) d'avancement de bande
- 6 — (casing) (m) blindé, c. armé
- 7 — enregistrement (m)
- 8 — e. en fil d'acier
- 9 — effacement (m) d'un e. magnétique
- 10 — décrochage (m), perte (f) de vitesse
- 11 — (d. profond)
- 12 — („pousseur (m) de manche”)
- 13 — vibreur (m) de m., trembleur (m) de m.
- 14 — sonde (f) d'angle d'attaque
- 15 — indicateur (m) d'a. d'a.
- 16 — avertisseur (m) de perte de vitesse
- 17 — a. sonore de p. de v.
- 18 — dispositif (m) antidérapant
- 19 — dérapage (m), blocage (m) des roues
- 20 — glissement (m) spécifique
- 21 — volant (m)
- 22 — sonde (f) de vitesse
- 23 — interrupteur (m) centrifuge
- 24 — défreinage (m)
- 25 — frottement (m) disponible, f. utilisable
- 26 — système (m) de protection du personnel navigant
- 27 — abandon (m) de l'avion
- 28 — éjection (f), catapultage (m)
- 29 — (c. en altitude zéro, c. en niveau z.)
- 30 — siège (m) éjectable, s. éjecteur, s. à éjection, s. catapultable
- 31 — largage (m) de verrière
- 32 — tir (m) de siège
- 33 — retard (m) (d'ouverture)
- 34 — ouverture (f) du parachute
- 35 — dégrafage (m) automatique de harnais
- 36 — d. a. par avertisseur barométrique
- 37 — dispositif (m) d'éjection, éjecteur (m), catapulte (f)
- 38 — cartouche (f) explosive, charge (f) e.
- 39 — stabilisateur (m)
- 40 — parachute (m) s.
- 41 — p. de freinage
- 42 — p. principal
- 43 — container (m) de p.
- 44 — engin (m) d'ouverture du p.
- 45 — poignée (f) d'éjection
- 46 — rideau (m) protecteur de visage, r. protection de v.
- 47 — (poignée d'éjection en cas de panne)
- 48 — rappel (m) de jambes
- 49 — r. de bras
- 50 — protection (f), dispositif (m) de p., d. sûreté, sécurité (f)
- 51 — (soupape (f) d'accélération)
- 52 — mécanisme (m) du temps
- 53 — m. barométrique
- 54 — connecteur (m) commune des systèmes
- 55 — système (m) à oxygène
- 56 — container (m) de paquetage de survie
- 57 — gonflage (m) automatique du canot

PROTOTYPY

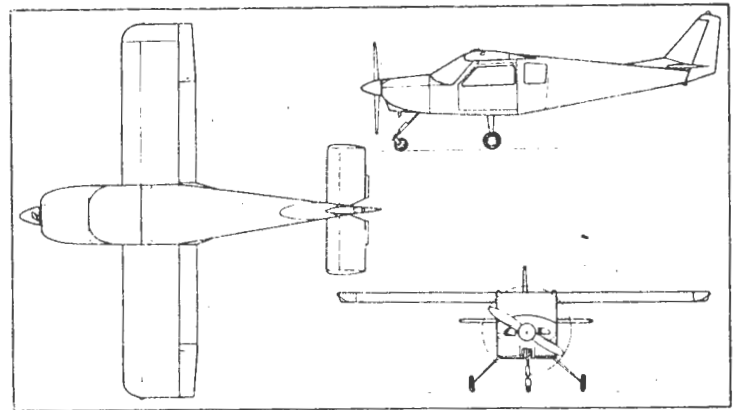
Pottier P-100 TS • Francja •

Jednosilnikowy dwumiejscowy samolot turystyczny

P-100 TS jest dziesiątym typem samolotów zbudowanych przez firmę Pottier. Poprzednie to: Impala, JP-15-34, JP-15-36, JP-15-38, P-70B, P-70S, P-80, P-170 i Bouvreuil. Nowy samolot wykonał pierwszy lot 16 października 1980 r. Konstrukcja samolotu jest całkowicie metalowa. Prostokątny, jednodźwigarowy płat o cięciwie 1,35 m ma profil NACA 4415. Dźwigar składa się z dwóch kątowników i śródnika z blachy o grubości 1,2 mm. Również żeberka i podłużniczki są wykonane z blachy o grubości 1,2 mm. Płat zaopatrzone jest w kłapy. Kadłub o przekroju kwadratowym składa się z części przedniej i tylnej. Część przednia o kształcie skrzynki ma skrzynkowy dźwigar do mocowania głównych goleni podwozia, ściany boczne, z otworami na drzwi, z blachy 1,2 mm, podłogę z blachy 0,8 mm, z usztywnieniami, oraz ścianę ogniową z podwójnej blachy 1,2 mm z warstwą azbestu pokrytą blachą nierdzewną; do ściany ogniowej mocowany jest silnik i przednia goleń podwozia. Część tylna, ogonowa, ma kształt piramidy i jest wykonana z czterech kątowników i czterech usztywnionych paneli. Usterzenie wysokości ma konstrukcję jednodźwigarową z pokryciem z blachy 0,5 mm. Do nitowania zastosowano nity Pop, zapewniające gładką powierzchnię. Współczynnik obciążenia wynosi 5,7. Napęd stanowi silnik Continental o mocy 74 kW (100 KM).

Dane techniczne

- Rozpiętość 6,85 m
- Długość 5,50 m
- Wysokość 2,20 m
- Powierzchnia nośna 9,25 m²
- Masa własna 435 kg



- Masa użyteczna 235 kg
- Masa startowa 680 kg
- Prędkość przelotowa 200 km/h
- Prędkość minimalna 80 km/h
- Wznoszenie maks. 6,2 m/s
- Zasięg 650 km

W.K.

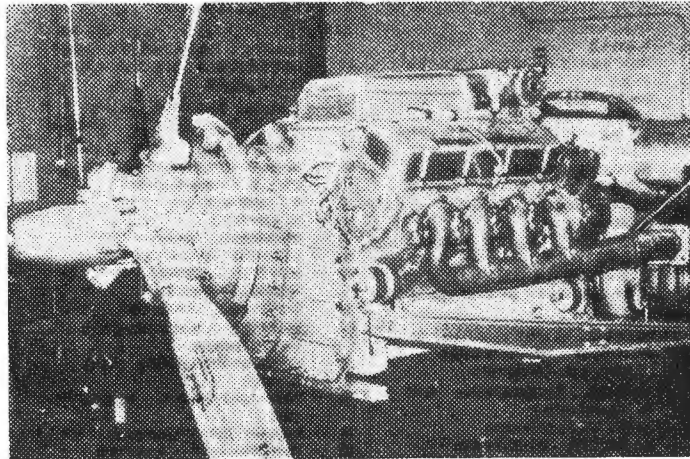
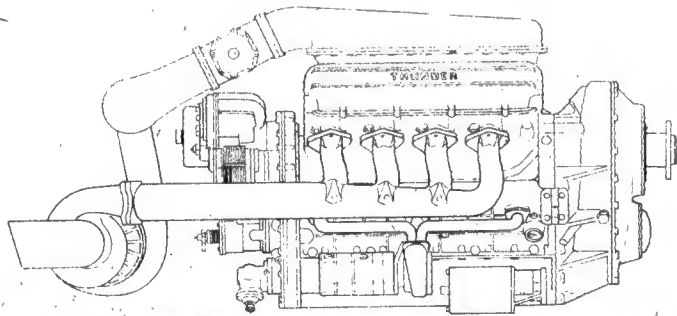
Thunder Engines TE495-TC700 • USA •

8-cylindrowy silnik tłokowy w układzie V, chłodzony cieczą, z turbodoładowaniem

Firma Thunder Engines Inc. buduje rodzinę lotniczych silników tłokowych o mocy w zakresie 300÷600 kW (400÷÷800 KM) przyjąwszy za podstawę konstrukcje samochodowe. Obecnie poddawany jest próbom na stoisku silnik TE495-TC700 o mocy 515 kW (710 KM). Jest to silnik 8-cylindrowy, 4-suwowy, górnozaworowy, chłodzony cieczą, z wtryskiem paliwa i turbodoładowarką z cieczą chłodnicą powietrza. System olejowy z suchym karterem ma 8 pomp odsysających i dwie pompy tłoczące. Śmigło jest napędzane za pośrednictwem reduktora o przełożeniu 2,14:1. Blok silnikowy ze stopu aluminiowego o dużej zawartości krzemu jest odlewany nową metodą firmy Reynolds Metals Co. Metoda ta obejmuje również specjalną obróbkę gładzi cylindrowych, dzięki której nie jest potrzebne stosowanie stalowych tulei. Silnik ma stosunkowo duże ciśnienie ładowania — 165 kPa (1,68 kG/cm²) w warunkach maksymalnych trwałych i 145 kPa (1,48 kG/cm²) w warunkach maksymalnych przelotowych. Do zasilania silnika przewiduje się benzynę lotniczą o l.o. 100/130 i 80, benzynę samochodową o l.o. 91 i mieszanki benzyny lotniczej lub paliwa JP-4 z alkoholem. Próby silnika w locie mają być przeprowadzone na samolocie Aero Commander 680 W.

Dane techniczne

Długość	1175 mm
Szerokość	705 mm
Wysokość	686 mm
Średnica cyl.	112,8 mm
Skok	101,6 mm
Pojemność skokowa	8,12 l
Masa z wyposażeniem	324 kg
Maks. moc trwała	515 kW (710 KM)
przy prędkości obr.	4400 obr/min



Maks. moc przelotowa	386 kW (535 KM)
przy prędkości obr.	4000 obr/min
Moment obr. przy 4400 obr/min	1134 Nm (116 kGm)
Jedn. zużycie paliwa	0,262 kg/kWh
w warunkach ekonomicznych	(0,193 kG/KMh)

W.K.

NOWOŚCI TECHNICZNE

Nowy materiał na tarcze turbin

Od 1983 r. będzie stosowany w silnikach dużych samolotów pasażerskich nowy stop Merl 76. Wykonane z niego tarcze turbin będą miały o 15% większą wytrzymałość, co umożliwi zmniejszenie ich masy i zwiększenie prędkości obrotowej napędzanej przez turbinę sprężarki. Pozwoli to z kolei na zwiększenie sprężu silnika, a tym samym zmniejszenie jednostkowego zużycia paliwa.

Nowy stop ma podstawę niklową i został rozwinięty z wcześniejszego stopu IN100, głównie przez zmniejszenie zawartości węgla i zwiększenie zawartości columbium i hafnu. Jego oznaczenie pochodzi od nazwy należącego do Pratt and Whitney Aircraft ośrodka badawczego Materials Engineering and Research Laboratory, gdzie w 1976 r. zakończone zostały trwające dwa lata prace nad nowym materiałem. Z materiału Merl 76 będzie można wykonywać tarcze o średnicy do 1 m i o masie do 360 kg.

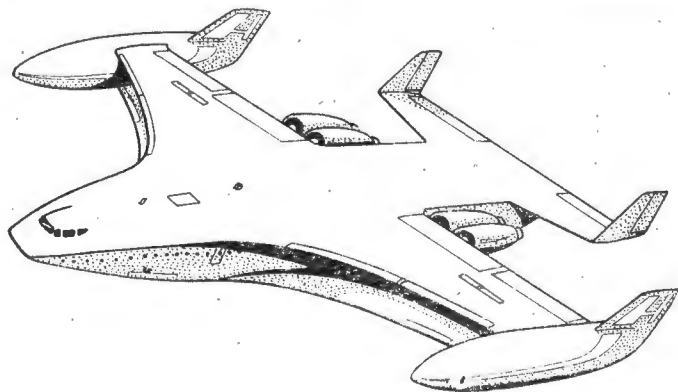
Obecnie przeprowadzane są próby kwalifikacyjne tarcz turbin do silnika Pratt Whitney JT9D-7R4. Tarcze ze stopu Merl 76 będą również zastosowane w silniku Pratt Whitney PW2037 (poprzednie oznaczenie JT10D), który ma uzyskać świadectwo zgodności w 1983 r.

W.K.

Układ samolotu przystosowanego do paliw kriogenicznych

Dave Williams z IML Group Aerospaciale w Nowej Zelandii opracował w odpowiedzi na koncepcję przeróbki samolotu Lockheed TriStar na napęd wodorowy własną kon-

cepcję samolotu pasażerskiego na paliwo kriogeniczne. Biorąc pod uwagę „Syndrom Hindenburga” Williams najwięcej uwagi poświęcił bezpieczeństwu pasażerów. Współczesny układ samolotów pasażerskich nie zapewnia bowiem optymalnego rozwiązania problemu zbiorników paliwa o dużej objętości właściwej i dużej lotności. Aby nie stwarzać zbyt ostrych wymagań materiałowych, autor koncepcji przyjął układ dwupłata i szeroki kadłub typu „lifting body” (dawna koncepcja Burnelliego). Głównym płatem jest płat górny, dolny zaś odgrywa pomocniczą rolę zastrzałów. Zbiorniki paliwa są w bezpiecznej odległości od kabiny pasażer-



skiej — łączą one końce skrzydeł obu płatów. Siła nośna wytwarzana przez kadłub pozwala na zmniejszenie rozpiętości płatów, co — łącznie z odciążeniem płatów przez zbiorniki — ułatwia ich konstrukcję pod względem wytrzymałościowym. Samolot latałby z prędkością Ma > 0,9.

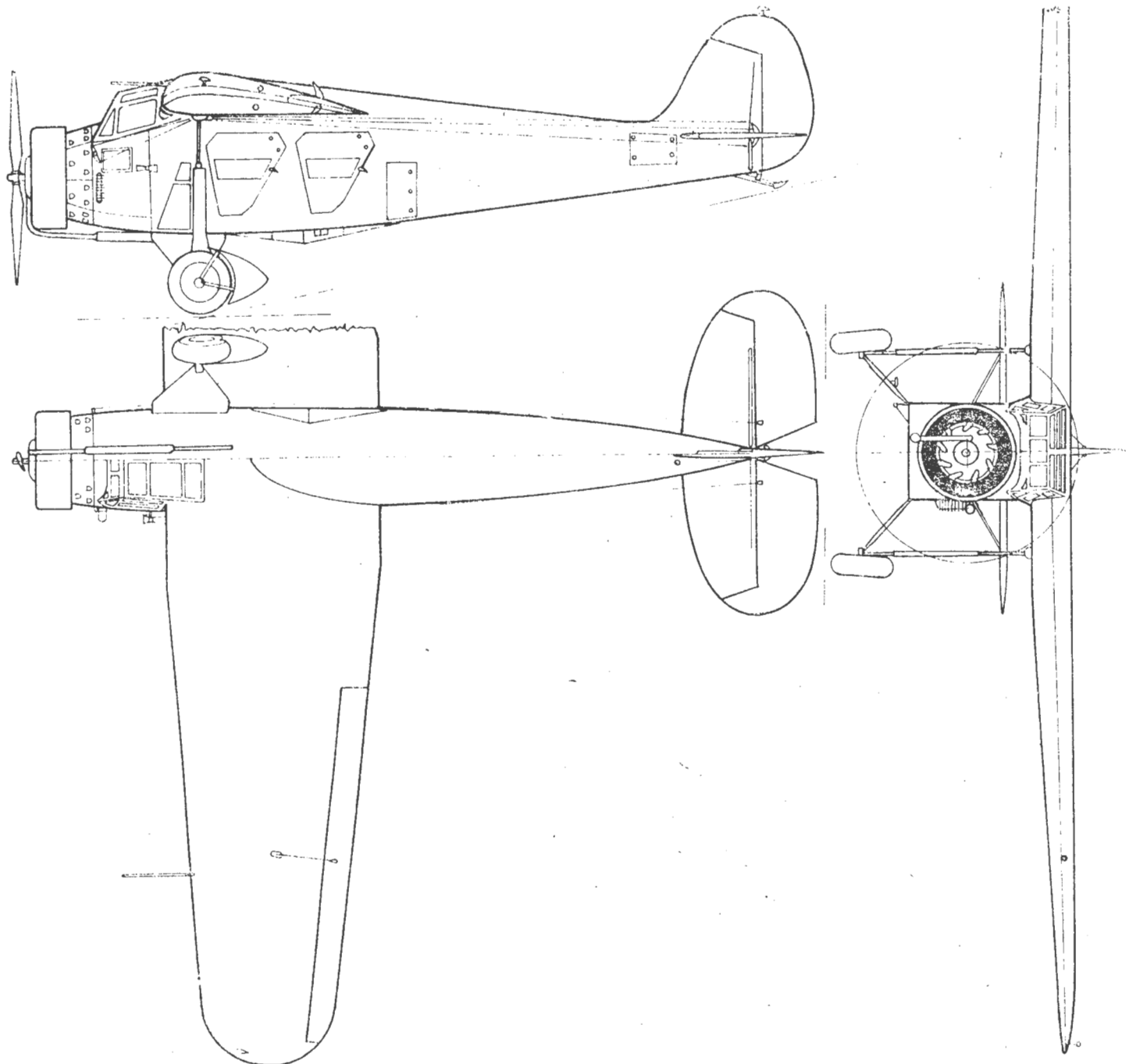
W.K.

Samolot transportowy Lublin R-XVIa2

Mgr ANDRZEJ MORGAŁA

Na początku lat trzydziestych zarówno PLL LOT, jak i lotnictwo wojskowe zainteresowane były posiadaniem lekkiego samolotu transportowego do przewozu osób i do transportu ładunków o masie do 500 kg i zasięgu 700 km. Zgodnie z tymi wymaganiami zbudowano m.in. prototypy: Lublin R-XVIa, PWS-24, PZL-16 i PZL-27. Lublin R-XVIa

nie. Budowę rozpoczęto 8.11.1932 r. na podstawie umowy na budowę R-XVIa z Ministerstwem Komunikacji nr 2/29, spisanej jeszcze 9.10.1929 r. Nowe dane wyjściowe określały masę samolotu na 1300 kg, a masę użyteczną na 700 kg, z czego na paliwo przypadło 273 kg, na olej -- 30 kg, a na pilota i pasażerów -- 397 kg. Masa całkowita starto-



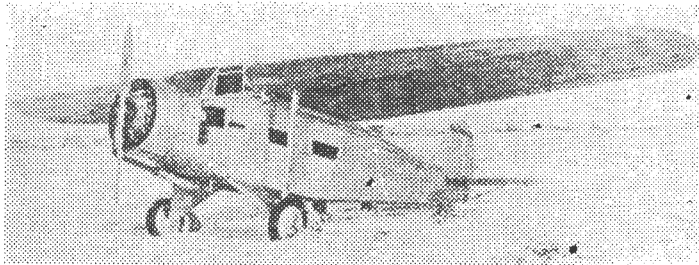
Rys. 1. Lublin R-XVIa2 (rys. wykonany przez autora na podstawie materiałów fabrycznych)

w proponowanej postaci został zdyskwalifikowany przez IBTL i zwrócony do wytwórni w celu dokonania przeróbek. Z poprawek na tym samolocie jednak zrezygnowano decydując się na budowę nowego płatowca.

Prototyp R-XVIa2 był trzecim po R-XVIa i R-XVIb (SP-AKP nr 11.1) egzemplarzem tego typu zbudowanym w Zakładach Mechanicznych Plage i Laśkiewicz w Lubli-

wa wynosiła 2000 kg. Po zdemontowaniu foteli, zdjęciu obić kabiny pasażerów i rezygnacji z części wyposażenia można było umieścić na pokładzie ładunki o masie 500 kg.

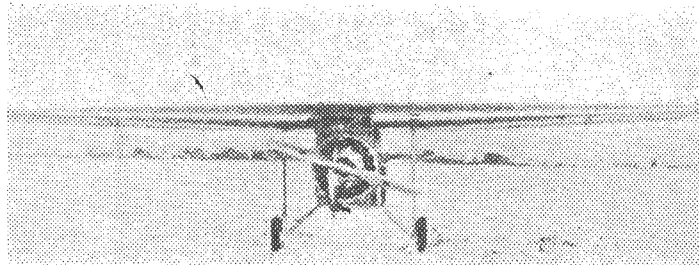
Ogólny układ konstrukcyjny pozostawiono bez zmian, taki jak w poprzednich egzemplarzach R-XVI. Był on wzorowany na konstrukcji samolotów pasażerskich inż. Anthony Fokkera. Wprowadzono jednak wiele innowacji



Rys. 2. Prototyp samolotu transportowego Lublin R-XVIA2

poprawiających w sposób zasadniczy zalety eksploatacyjne samolotu. Do napędu zastosowano mocniejszy silnik Wright Whirlwind R-975E1 o mocy 275 kW (365 KM), z nr fabr. 12736, stanowiący własność PLL LOT. Śmigło było metalowe, Hamilton Standard Steel, o średnicy 2745 mm i skoku regulowanym w locie. Spaliny były odprowadzane stożkowym kolektorem osłaniającym karter do rury wydechowej z tłumikiem, umieszczonej pod kadłubem. Kadłub przekonstruowano zmieniając linię spodu, zwiększając wysokość i dodając oprofilowanie grzbietu. Silnik został osłonięty pierścieniem Towdena o szerszej części. Przód kadłuba został pokryty blachami z lekkiego stopu, miał racjonalniejszy podział i wiele wyprofilowanych wylotów powietrza ze środka kadłuba. Z lewej strony umocowano chłodnicę oleju. Zmieniono także i poprawiono osłonę kabiny pilota. Golenie podwozia wsparte na dolnej podłużnicy kadłuba zostały połączone wspólną osłoną, a koła wyposażono w półowiewki. Na lewej burcie umieszczono dwoje drzwi do kabiny pasażerskiej ułatwiając wejście na pokład. Zwiększono również powierzchnię statecznika pionowego zmieniając jego obrys i stosując płynne przejście w grzbiet kadłuba. Geometrię tego usterzenia zastosowano również na samolotach R-XXII, R-XIIIIE i R-XIIIF.

R-XVIA2 został ukończony na przełomie października i listopada 1933 r. Oblot nastąpił na lotnisku w Lublinie 9.11.1933 r. Fabryczne loty próbne przeprowadzono przy masie całkowitej samolotu $Q_c = 1930$ kg. Loty były krótkie



Rys. 3. R-XVIA2 — widok z przodu. Zdjęcia wykonano na lotnisku fabrycznym w Lublinie 9.11.1933 r.

i polegały na próbach wznoszenia do 1000 m i próbach zwrotności w płaszczyźnie poziomej. 20.12.1933 r. prototyp przekazano lotnictwu wojskowemu. Przeszedł on cykl prób i badań w locie w dywizjonie doświadczalnym IBTL. Samolot oddano do eksploatacji próbnej w 1 PL w 1934 r. Następnie R-XVIA2 został przekazany PLL LOT, gdzie był używany w skromnym zakresie. W dniach 17–28.04.1935 r. samolot eksponowano na Międzynarodowych Targach Poznańskich. W tym samym roku R-XVIA2 oddano do kasacji. Mimo że samolot nie został zaakceptowany jako maszyna transportowa, niemniej jednak stał się faktycznym prototypem wersji seryjnej samolotu sanitarnego R-XVIB, których partię składającą się z 5 szt. użytkowało wojsko w latach 1935–1939.

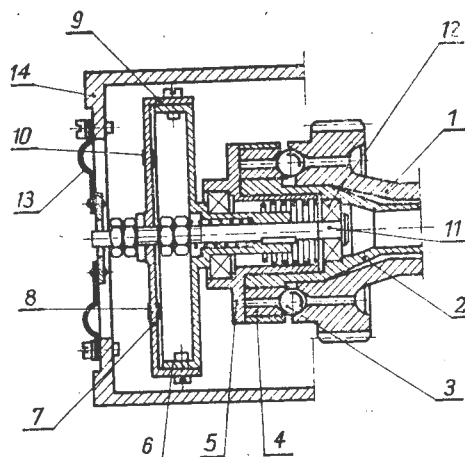
Dane techniczne

Rozpiętość	14,93 m
Długość	10,08 m
Wysokość	2,96 m
Powierzchnia nośna	30,50 m ²
Masa własna	1300 kg
Masa użyteczna	700 kg
Masa całkowita	2000 kg
Prędkość maks.	190 km/h
Pułap	5000 m
Zasięg	400÷700 km

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

● Instytut Lotnictwa w Warszawie zgłosił do opatentowania urządzenie do przetwarzania momentu obrotowego na sygnał elektryczny w szybkoobrotowych układach napędowych, zwłaszcza w przekładniach silników turbinowych (autorzy: J. Scroka, A. Lesiuk, S. Busz, S. Drzał i W. Piątkowski). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie opracowania urządzenia o prostej konstrukcji, poprawiającego niezawodność napędu.

Urządzenie, składające się z obudowy, zespołu zamiany kąta skręcania na przemieszczenie liniowe, zespołu ustalającego oraz drążonego wału napędowego charak-



teryzuje się tym, że wewnątrz wału napędowego 1 zamocowany jest sztywno jed-

nym końcem wału odniesienia 2. Drugi koniec wału odniesienia sprzęgnięty jest z wolnym końcem wału napędowego 1 poza częścią obciążoną momentem obrotowym, przez zespół 3, 4, 5 zamiany kąta skręcania na przemieszczenie liniowe, przekazywane bezpośrednio na ruchomą część 6 przetwornika mechaniczno-elektrycznego. Natomiast część nieprzesuwana 7, 8, 9, 10 przetwornika mechaniczno-elektrycznego, związana jest z wałem odniesienia 2 za pomocą łącznika 11 ułożyskowanego 12 nieprzesuwnie w wale odniesienia i zabezpieczonego przed obrotem sprężystym wspornikiem 13 umocowanym w obudowie 14.

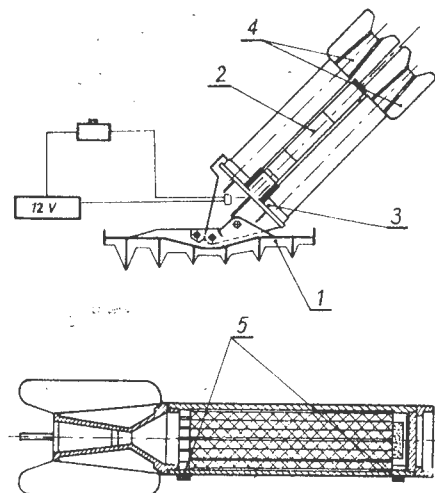
Skrót opisu wynalazku, chronionego trzema zastrzeżeniami, zamieszczono w BUP nr 3/1980 r., w klasie G01P, pod nr P.206216.

● Wojskowy Instytut Techniczny Uzbrojenia zgłosił do ochrony wzór użytkowy pn. Urządzenie do imitowania startu rakiet.

Urządzenie ma wyrzutnię składającą się z podstawy 1 i prowadnicy 2, na które zakładane są jako imitatory dwa silniki raketowe 4 skierowane wylotami dysz do góry. Silniki te, stanowiące element wymienny urządzenia, połączone są z prowadnicą 2 dwoma zaczepami 5 oraz dnem osadzone w gniazdach oporowych 3 znajdujących się w dolnej części prowadnicy 2. Zastosowany rodzaj połączenia silników 4 z prowadnicą 2 uniemożliwia ich wzajemny ruch w płaszczyźnie poziomej oraz ruch w dół w płaszczyźnie pionowej.

Takie ustawienie imitatorów 4 w mo-

mentcie odpalania powoduje skierowanie siły ciągu w dół przez płytę oporową 1 na podłoże a strumienia wypływającego gazów do góry pozorując start rakiety.



Oprócz efektu wizualnego w postaci płomienia występuje również efekt akustyczny spowodowany wypływami gazów. Płyta 1 stanowiąca element oporowy przenoszący na podłoże siłę powstałą w czasie działania rakiet ma od spodu uzbrojenia wzmacniające wykonane w kształcie przecinających się prostokątów trójkątów.

Skrót opisu wzoru użytkowego, chronionego trzema zastrzeżeniami, opublikowano w BUP nr 5/1980 r., w klasie F42 B, pod nr W.61575.

	Nr	Str.		Nr	Str.
Aerodynamika i mechanika lotu			Prace przy przeglądzie 100-godzinowym i ręcznym	4	22
Techniczne aspekty lądowania statku kosmicznego			Poznajemy przepisy FAR (I)	6	19
Sojuz — M. Hermaszewski	1	7	Poznajemy przepisy FAR (II)	7	15
Kąt natarcia — jego pomiar i wykorzystanie (II) — J. Dąbrowska	1	15	Obliczanie obciążenia podwozia siłą poziomą podczas lądowania	8	11
Awaria napędu śmigłowca w pracach dźwigowo-montażowych. Studium możliwości przeprowadzenia manewru bezpieczeństwa — K. Szumański	1	30	Konwencja z Chicago (I)	9	17
Opiw poddźwiękowy i przydźwiękowy na skrzydle przy różnych kątach skosu (I) — J. Staszek	2	5	Konwencja z Chicago (II)	10	15
Opiw poddźwiękowy i przydźwiękowy na skrzydle przy różnych kątach skosu (II) — J. Staszek	3	5	Konwencja z Chicago (III)	11	10
Badania symulacyjne dynamiki śmigłowców w granicznych stanach lotu — K. Szumański	9	11	Międzynarodowe normy zgodności do lotów statków powietrznych. Aneks 8 do Konwencji o Międzynarodowym Lotnictwie Cywilnym (I)	12	13
Eksploatacja			Polskie patenty lotnicze		
Awaria napędu śmigłowca w pracach dźwigowo-montażowych. Studium możliwości przeprowadzenia manewru bezpieczeństwa — K. Szumański	1	30	1 — 18, 2 — 12, 3 — 25, 4 — 20, 5 — 9 i 39, 6 — 11, 7 — 10, 8 — 12, 9 — 6, 10 — 23, 11 — 15, 12 — 20 i III okł.		
Problematyka sprzętu do załadunku samolotów i śmigłowców rolniczych — T. Dobek, J. Sienkiewicz	2	24	Problemy rozwoju lotnictwa i ciekawe konstrukcje		
Kartoteka TLiA			Rozwój produkcji śmigłowców w PZL-Świdnik (1951÷1981) — A. Glass	5	6
Bellanca Viking	1	19	Agrolotnictwo na świecie — J. Grzegorzewski	6	8
Cessna Citation II	1	21	Najnowsze samoloty szkolno-treningowe (I) — J. Grzegorzewski	11	5
Canadair 600 Challenger	2	15	Motoszybowiec napędzany energią słoneczną Solar Challenger — W. Kordziński	11	13
AS K-21	2	17	Najnowsze samoloty szkolno-treningowe (II) — J. Grzegorzewski	12	4
MBB Kawasaki BK-117	3	15	Pocztą lotniczą		
Akaflieg Braunschweig SB-11 Antares	3	17	W sprawie poziomu wydawnictw lotniczych	2	20
NDN-1 Firecracker	4	15	Wojskowy PZL-26	4	9
MiG-21MF	4	17	Samolot Fi.156 Storch	11	9
PZL-104 Wilga 80	5	11	Różne		
PZL-110 Koliber	5	13	Rola rady robotniczej w przedsiębiorstwach lotniczych — A. Kulesza	1	1
PZL-106A Kruk	5	15	XVII Kongres OSTIV Padeborn RFN. 24 maja — 7 czerwca 1981 r.	1	24
PZL-M18A Dromader	5	17	Umiejętność porównywania samolotów — A. Glass	2	1
PZL-M20 Mewa	5	19	Spór o Kolibra — na finiszu — A. Glass	3	1
PZL An-2	5	21	Trudne problemy przemysłu lotniczego — A. Glass	4	1
PZL Mi-2	5	23	Udział lotnictwa w wyżywieniu narodów — J. Grzegorzewski	4	5
PZL-Kania/Kitty Hawk	5	25	Ekspert polskiego przemysłu lotniczego (w 10-lecie działalności PHZ PEZETEL) — J. Matuszewski	5	1
SZD-48-1 Jantar Standard 2	5	27	Waga zbierania doświadczeń w przemyśle lotniczym — A. Glass	6	1
SZD-42-2 Jantar 2B	5	29	Dęblińska Szkoła Orląt — A. Glass	7	1
SZD-50-3 Puchacz	5	31	Oszczędność i lotnictwo, ale bez paniki — A. Glass	8	1
PZL-10W helicopter turboshaft	5	33	Etyka a lotnictwo — A. Glass	9	1
PZL SO-3W turbojet	5	34	Rola szkolenia lotniczego w Rzeszowie — B. Janus	9	4
Glaser-Dirks DG-200	6	15	Polski transport lotniczy — źródło zysków i dewiz — A. Glass	10	1
Swearingen SA-226-TC Metro II	6	17	Szanse poprawy efektywności przemysłu lotniczego — F. Borodzik	11	1
Swearingen Merlin IIIB	7	11	O szacunek dla siebie i swej pracy — A. Glass	12	1
Robinson R-22	7	13	Silniki		
Embraer EMR-312	8	7	Próba optymalizacji masy i wytrzymałości tarcz nosnych wirników silników turbinowych — S. Szczeciński, M. Łagosz	1	10
SK-1 Trempik	8	9	Kierunki rozwoju diagnostyki lotniczych silników turbinowych — W. Kaleta	3	22
Boeing Vertol Model 234	9	11	Automatyzacja procesu sterowania silnikiem turbiny w czasie prób odbiorczych — Z. Puhaczewski, W. Próchnicki	4	12
Grob G103 Twin II	9	13	Uwagi do artykułu pt. „Uszkodzenia udarowe w lotniczych silnikach turbinowych ze sprężarką ciśnieniową” — R. Szczepanik	10	22
W-1 Brouček	10	13	Diagnozowanie stanów przedawaryjnych lotniczych systemów tribologicznych — B. Wiślicki	10	9
Embraer EMR-201A Ipanema	11	7	Próba optymalizacji wytrzymałości i masy wirników tarczowo-bębnowych — S. Szczeciński, M. Łagosz	10	18
Breguet Br.1150 Atlantic	12	9	Badania modelowe elementów silnika metodą zamrażania naprężeń — J. Koryl, A. Miąsik, Z. Wierzyński	12	6
Cessna Ag Husky	12	11	Statystyka lotnicza		
Konstrukcja płatowców			Samoloty wojskowe wyprodukowane i w użyciu. Produkcja samolotów w W. Brytanii w latach 1970—1979 (sprzedaż i dostawy)	1	4
Samoloty cywilne na Farnborough'80 — A. Glass	1	5	Samoloty lekkie w USA i w Europie	2	4
Założenia i rozwiązania konstrukcyjne samolotu rolniczego PZL-106A Kruk — K. Dąbrowski, A. Kardymowicz	5	35	Międzynarodowe przewozy lotnicze krajów RWPG w 1979 r. Zamówienia na dostawy szerokokadłubowych samolotów pasażerskich	3	4
Próby w technice szybowcowej — W. Stafiej	7	4			
Obciążenia szybowca wyczynowego podczas toczenia się po lotnisku — W. Stafiej	8	4			
Samolot Boeing E-3A z systemem AWACS — W. Duranc	10	5			
Książki lotnicze					
1 — 29, 2 — 11, 4 — 26 i 31, 6 — 28, 7 — 18, 10 — 21					
LOT — problemy					
Port lotniczy Amsterdamu — Schiphol (I) — W. Stefanek	1	26			
Port lotniczy Amsterdamu — Schiphol (II) — W. Stefanek	2	22			
Transport lotniczy PRL na tle świata współczesnego (I) — J. Lasoń	6	5			
Transport lotniczy PRL na tle świata współczesnego (II) — J. Lasoń	7	8			
Pomoce konstrukcyjne					
Goleń sprężysta — projekt obliczeniowy (I)	1	17			
Goleń sprężysta — projekt obliczeniowy (II)	2	19			
Informacja o przepisach budowy samolotów	3	19			

Nr	Str.	Nr	Str.		
Przemysł lotniczy na świecie	4	4	Projekty i prototypy		
Polski przemysł lotniczy. Produkcja i eksport. Wytwórnice	5	5	Dornier Do 228	1	25
Przemysł lotniczy USA	6	4	Shorts 360	1	25
Przemysł lotniczy we Francji. Eksport i import przemysłu lotniczego w USA w latach 1975-1980 (w mln dol.)	7	2	FMA JA 63	2	13
Obloty prototypów samolotów. Produkcja szybowców na świecie. Produkcja motoszybowców	9	3	De Havilland of Canada DHC-8	2	13
Francuska produkcja samolotów lekkich	10	4	Northrop F-5G	3	12
Sprzedaż samolotów pasażerskich. Ruch w ważniejszych portach lotniczych Europy w 1980 r.	11	3	Piper PA-44 Turbo Seminole	3	12
Francuski przemysł lotniczy (stan na 30.09.1980 r.)	12	3	Fokker F-29	4	21
Techniczny słownik lotniczy			Embraer EMB-110P3 Bandeirante	4	21
Instalacja hydrauliczna; Instalacja pneumatyczna (II)	1	23	British Aerospace BAe 748-2B	6	22
Wyposażenie radiowe	2	21	Aermacchi MB-339K Veltro 2	6	22
Instalacja hydrauliczna; Instalacja pneumatyczna (III)	3	21	Akaflieg Braunschweig SB-12	7	18
Ochrona przed oblodzeniem; Ochrona przeciwpożarowa	4	19	McDonnell Douglas DC-11	7	23
Narzędzia i materiały zużywalne dla obsługi	5	10	Aeritalia AIT-230-208	8	15
Lotniska; Ruch lotniczy (I)	6	23	Robin R-314L	8	II okł.
Lotniska; Ruch lotniczy (II)	7	17	Rochelt Solair I	9	22
Badania aerohydrodynamiczne	8	6	Piper Saratoga SP	10	7
Fotografia lotnicza	9	23	Pazmany PZ-5	10	8
Wypadek; Poszukiwanie; Ratownictwo	10	21	Dassault-Brequet Falcon 20H	11	II okł.
Klimatyzacja powietrza	11	9	Potter P-100 TS	12	17
Urządzenia bezpieczeństwa	12	17	Thunder Engines TE495-TC7000	12	18
Technologia i materiały			Nowości techniczne		
Technologia powłok rozwijalnych z kompozytów polimerowych — J. Kędzierski, P. Pleciński, R. Switkiewicz	2	9	Kamera telewizyjna pracująca w mroku	1	34
Wpływ dziedziczności technologicznej przy obróbce mechanicznej części ze stali wysokowytrzymałej — N. G. Mindow, S. A. Wasewa	3	13	Program próbnej eksploatacji samolotów napędzanych ciekłym wodorem	1	38
Porównawcza ocena właściwości zmęczeniowych w badaniach technologicznych — J. Lunarski	3	26	Niepalny materiał do pokrywania płyt izolacyjnych kabiny samolotów pasażerskich	1	38
Usuwanie powłok lakierniczych metodą obróbki strumieniowo-sciernej z zastosowaniem dyszy naddźwiękowej — B. Markiewicz	4	10	Nowy rodzaj końcówek płata do samolotów rolniczych	2	12
Konstytuowanie warstwy wierzchniej w stopach tytanu — J. Lunarski	4	23	System obrony przeciwlotniczej firmy Siemens	2	30
Analiza wyników prób pełzania wysokotemperaturowego stopu L114 — A. Bylica, Z. Opiekun, Z. Rydz	6	24	Nowe metody kierowania pociskami	2	30
Wyposażenie i sprzęt			Ustalenie kierunku ze zbrojonego tworzywa	4	6
Problematyka sprzętu do załadunku samolotów i smigłowców rolniczych — T. Dobek, J. Sienkiewicz	2	24	Prace nad nowymi fotelami wystrzeliwanymi	4	11
Ochrona działania pokładowych urządzeń radiowych przed skutkami wyładowań elektrostatycznych — B. Szczęsna	3	8	Największa prasa do blach	6	21
Komfort cieplny w kabine statku powietrznego — D. Trociewicz	4	7	Silniki Pratt Whitney o zmniejszonym zużyciu paliwa	6	28
Lampy błyskowe w zewnętrznej sygnalizacji świetlnej samolotu — G. Niclipińska	6	12	Radar pokładowy o zwiększonym zakresie pracy	7	23
Z działalności Sekcji Lotniczych SIMP i SITK			Laser do pomiaru wysokości podstawy chmur	7	II okł.
1 — III okł., 2 — 8, 3 — III okł., 4 — III okł., 6 — III okł., 7 — III okł., 3 — III okł., 9 — III okł., 10 — III okł., 11 — III okł., 12 — III okł.			Nowa wersja celownika radarowego do samolotu F-16	7	II okł.
Z dziejów polskiej techniki lotniczej			Pokładowy odległościomierz laserowy o zmniejszonych wymiarach	10	4
Sprzed 50 lat program rozwoju Instytutu Badań Technicznych Lotnictwa — A. Glass	1	35	Maszyna do kształtowania sterowana mikroprocesorami	10	12
Jeszcze o samolocie CSS-13 — A. Glass	2	28	Film ochronny do mikroelementów systemów elektronicznych	10	12
Prototypy samolotu RWD-14 Czapla — A. Glass	3	28	Nowy silnik dwuprzepływowy do samolotów szkolno-treningowych	11	III okł.
Przygotowania do polskiego przelotu przez Atlantyk na Fokkerze F-VII/3m — K. Kalina	4	27	Francuski satelita łącznościowy do bezpośredniego przekazywania	12	1
Samolot myśliwski L. de Monge M-101C2 w lotnictwie polskim — A. Morgala	6	29	Nowy materiał na tarcze turbin	12	18
Lotnicza działalność techniczna Polaków w Turcji podczas II wojny światowej (I) — R. Dulęba	7	19	Układ samolotu przystosowanego do paliw kriogenicznych	12	18
Lotnicza działalność techniczna Polaków w Turcji podczas II wojny światowej (II) (Cz. II. Konstrukcje własne) — L. Dulęba	8	13	Nowa koncepcja kabiny szybowcowej	12	II okł.
Lotnicza działalność techniczna Polaków w Turcji podczas II wojny światowej. Cz. III. Inne prace lotnicze i studia — L. Dulęba	9	20	Okładki		
Trzeci prototyp RWD-14 — A. Morgala	11	14	Samolot Hanriot H-28 i H-28S	1	1
Samolot transportowy Lublin R-XVla2 — A. Morgala	12	19	Hanriot H-28	1	IV
Ludzie polskiej techniki lotniczej			Samoloty szkolno-sportowe Zak 1 i Zak 3	2	1
Zdzisław Winecki (1901-1980)	2	14	Samoloty angielskie w lotnictwie polskim	2	IV
			PZL M-20 Mewa	3	1
			Samoloty RWD 16 i 21	3	IV
			Samoloty Zuch 2 prototyp i seryjne	4	1
			Fokker FVII/3m P-PAAA	4	IV
			Smigłowce PZL-Kania, PZL-Taurus i PZL-Sokół	5	1
			PZL-M18 Dromader — reklama	5	IV
			Samoloty CSS-10A, CSS-10C i CSS-11/II prototyp	6	1
			Breguet 14	6	IV
			Samoloty szkolne Caudron G-3	7	1
			PZL Mi-2 — reklama	7	IV
			Samoloty sportowe LWD Szpak 2, Szpak 3, Szpak 4T	8	1
			Samoloty treningowe PWS-12, -14, -16, -26	8	IV
			Samoloty An-2	9	1
			Szybowce Jantar	9	IV
			Samoloty łącznikowe Lublin R-X (prototyp, rajdowy R-Xa bis, R-Xa)	10	1
			PZL-106A Kruk — reklama	10	IV
			Samolot myśliwski PZL-Spad S-61c1	11	1
			AG-Aviation Services PEZETEL — reklama	11	IV
			Smigłowce Mi-24D	12	1
			Ansaldo A.1 Balilla	12	IV

Alfabetyczny wykaz autorów

Bylica Andrzej, Opiekun Zenon, Rydz Zbigniew: Analiza wyników prób pełzania wysokotemperaturowego stopu L114	6	21
--	---	----

B

Borodzik Feliks: Szanse poprawy efektywności przemysłu lotniczego	11	1
---	----	---

D					
Dąbrowska Janina: Kąt natarcia — jego pomiar i wykorzystanie	1	15			
Dąbrowski Kazimierz, Kardymowicz Andrzej: Założenia i rozwiązania konstrukcyjne samolotu rolniczego PZL-106A Kruk	5	24			
Dobek Tomasz, Sienkiewicz Jerzy: Problematyka sprzętu do załadunku samolotów i śmigłowców rolniczych	2	24			
Dulęba Leszek: Lotnicza działalność techniczna Polaków w Turcji podczas II wojny światowej (I)	7	19			
Lotnicza działalność techniczna Polaków w Turcji podczas II wojny światowej. Cz. II. Konstrukcje własne	8	13			
Lotnicza działalność techniczna Polaków w Turcji podczas II wojny światowej. Cz. III. Inne prace lotnicze i studia	9	20			
Duranc Waldemar: Samolot Boeing E-3A z systemem AWACS	10	5			
G					
Glass Andrzej: Samoloty cywilne na Farnborough'80	1	5			
Sprzed 50 lat program rozwoju Instytutu Badań Technologicznych Lotnictwa	1	35			
Umiejętność porównywania samolotów	2	1			
Jeszcze o samolocie CSS-13	2	28			
Spór o Kolibra — na finiszu	3	1			
Prototypy samolotu RWD-14 Czapla	3	28			
Trudne problemy przemysłu lotniczego	4	1			
Rozwój produkcji śmigłowców w PZL Świdnik (1951÷1981)	5	6			
Waga zbierania doświadczeń w przemyśle lotniczym	6	1			
Dęblińska Szkoła Orłąt	7	1			
Oszczędność i lotnictwo, ale bez paniki	8	1			
Etyka a lotnictwo	9	1			
Polski transport lotniczy — źródło zysków i dewiz	10	1			
O szacunek dla siebie i swej pracy	12	1			
Grzegorzewski Jerzy: Agrolotnictwo na świecie	6	8			
Najnowsze samoloty szkolno-treningowe (I)	11	5			
Najnowsze samoloty szkolno-treningowe (II)	12	4			
H					
Hermaszewski Mirosław: Techniczne aspekty lądowania statku kosmicznego Sojuz	1	7			
J					
Janus Bronisław: Rola szkolenia lotniczego w Rzeczowie	9	4			
K					
Kaleta Wiesław: Kierunki rozwoju diagnostyki lotniczych silników turbinowych	3	22			
Kalina Kazimierz: Przygotowanie do polskiego przelotu przez Atlantyk na Fokkerze F-VII/3m	4	27			
Kardymowicz Andrzej — patrz Dąbrowski Kazimierz	5	35			
Kędziński Jerzy, Pleciński Przemysław, Świkiewicz Roman: Technologia powłok rozwijalnych z kmpozytów polimerowych	2	9			
Kordziński Walerian: Motoszybowiec napędzany energią słoneczną Solar Challenger	11	13			
Koryl Józef, Miąsik Andrzej, Wierzyński Zygmunt: Badania modelowe elementów silnika metodą zamrażania naprężeń	12	6			
Kulesza Apolinary: Rola rady robotniczej w przedsiębiorstwach lotniczych	1	1			
L					
Lasoń Jan: Transport lotniczy PRL na tle świata współczesnego (I)	6	5			
Transport lotniczy PRL na tle świata współczesnego (II)	7	8			
Ł					
Łagosz Michał — patrz Szczeciński Stefan	1	10			
Łagosz Michał — patrz Szczeciński Stefan	10	18			
Łunarski Jerzy: Porównawcza ocena właściwości zmęczenia w badaniach technologicznych	3	26			
Konstitutowanie warstwy wierzchniej w stopach tytanu	4	23			
M					
Markiewicz Ryszard: Usuwanie powłok lakierniczych metodą obróbki strumieniowo-ściernej z zastosowaniem dyszy naddźwiękowej	1	10			
Matuszewski Janusz: Eksport polskiego przemysłu lotniczego (w 10-lecie działalności PHZ PEZETEL)	5	1			
Miąsik Andrzej — patrz Koryl Józef, Wierzyński Zygmunt	12	6			
Mindow Nikolaï G., Wasewa Sawka A.: Wpływ dziedziczności technologicznej przy obróbce mechanicznej części ze stali wysokowytrzymałej	3	13			
Morgała Andrzej: Samolot myśliwski L. de Monge M-101C2 w lotnictwie polskim	6	29			
Trzeci prototyp RWD-14	11	14			
Samolot transportowy Lublin R-XVla2	12	19			
N					
Nielipińska Grażyna: Lampy błyskowe w zewnętrznej sygnalizacji świetlnej samolotu	6	12			
O					
Opiekun Zenon — patrz Bylica Andrzej, Rydz Zbigniew	6	24			
P					
Pleciński Przemysław — patrz Kędziński Jerzy, Świkiewicz Roman	2	9			
Próchnicki Wiesław — patrz Puhaczewski Zdzisław	4	12			
Puhaczewski Zdzisław, Próchnicki Wiesław: Automatyzacja procesu sterowania silnikiem turbinowym w czasie prób odbiorczych	4	12			
R					
Rydz Zbigniew — patrz Bylica Andrzej, Opiekun Zenon	6	24			
S					
Sienkiewicz Jerzy — patrz Dobek Tomasz	2	24			
Stafiej Wiesław: Próby w technice szybowcowej	7	4			
Obciążenia szybowca wyczynowego podczas toczenia się po lotnisku	8	4			
Stefanek Witold: Port lotniczy Amsterdamu — Schiphol (I)	1	26			
Port lotniczy Amsterdamu — Schiphol (II)	2	22			
Staszek Jan: Optyw poddźwiękowy i przydźwiękowy na skrzydle przy różnych kątach skosu (I)	2	5			
Optyw poddźwiękowy i przydźwiękowy na skrzydle przy różnych kątach skosu (II)	3	5			
Świkiewicz Roman — patrz Pleciński Przemysław, Kędziński Jerzy	2	9			
Szczeciński Stefan, Łagosz Michał: Próba optymalizacji masy i wytrzymałości tarcz nośnych wirników silników turbinowych	1	10			
Próba optymalizacji wytrzymałości i masy wirników tarczowo-bębnowych	10	18			
Szczepanik Ryszard: Uwagi do artykułu pt. „Uszkodzenia udarowe w lotniczych silnikach turbinowych ze sprężarką osiową”	10	22			
Szczęśna Barbara: Ochrona działania pokładowych urządzeń radiowych przed skutkami wyładowań elektrostatycznych	3	8			
Szumański Kazimierz: Awaria napędu śmigłowca w pracach dźwigowo-montażowych. Studium możliwości przeprowadzenia manewru bezpieczeństwa	1	30			
Badania symulacyjne dynamiki śmigłowców w granicznych stanach lotu	9	11			
T					
Trocewicz Danuta: Komfort cieplny w kabinie statku powietrznego	4	7			
W					
Wasewa Sawka A. — patrz Mindow Nikolaï G.	3	13			
Wierzyński Zygmunt — patrz Koryl Józef, Miąsik Andrzej	12	3			
Wiślicki Bogdan: Diagnostowanie stanów przedawaryjnych lotniczych systemów tribologicznych	10	9			

Adres dla korespondencji:

00-950 Warszawa, ul. Czackiego 3/5, skr. poczt. 1004

Siedziba Redakcji:

Warszawa, ul. Chopina 5^B m. 4

Tel. 28-64-64

Wydawca

WYDAWNICTWO CZASOPISM I KSIĄŻEK TECHNICZNYCH
SIGMA Przedsiębiorstwo Naczelnej Organizacji Technicznej

SPIS TREŚCI

A. Glass: O szacunek dla siebie i swej pracy	Str. 1
NOWOSCI TECHNICZNE: Francuski satelita łącznościowy do bezpośredniego przekazywania	1
Z KRAJU, ZE ŚWIATA	2
STATYSTYKA LOTNICZA: Francuski przemysł lotniczy (stan na 30.09.1980 r.)	3
J. Grzegorzewski: Najnowsze samoloty szkolno-treningowe (II)	4
J. Koryl, A. Miąsik, Z. Wierzyński: Badania modelowe elementów silnika metodą zamrażania naprężeń	6
KARTOTEKA TLiA: Breguet Br.1150 Atlantic — Francja	9
Cessna Ag Husky — USA	11
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Międzynarodowe normy zdatności do lotów statków powietrznych Aneks 8 do Konwencji o Międzynarodowym Lotnictwie Cywilnym (I)	13
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Urządzenia bezpieczeństwa	17
PROTOTYPY: Pottier P-100 TS — Francja	17
Thunder Engines TE495-TC7000 — USA	18
NOWOSCI TECHNICZNE: Nowy materiał na tarcze turbin	18
Układ samolotu przystosowanego do paliw kriogenicznych	18
A. Morgała: Samolot transportowy Lublin R-XVla2 (Z DZIAŁAŁNOŚCI POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	19
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	20
Roczny spis treści TLiA 1981	21
NOWOSCI TECHNICZNE: Nowa koncepcja kabiny szybowcowej	111 okł.
Z DZIAŁAŁNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP i SITK	111 okł.
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	111 okł.
Na okładce: Smigłowice Mi-24D — rys. K. Cieślak	

GRZEGORZEWSKI J.: Najnowsze samoloty szkolno-treningowe (II). TLiA, t. XXXVI, 1981, nr 12, s. 4

W artykule przedstawiono współczesne wojskowe samoloty szkolno-treningowe z napędem turbopropowym (Fantrainer) oraz najlżejsze z napędem turbodźwutowym (Microjet 200, Caproni C22J, S 211).

KORYL J., MIĄSIK A., WIERZYŃSKI Z.: Badania modelowe elementów silnika metodą zamrażania naprężeń. TLiA, t. XXXVI, 1981, nr 12, s. 6

Do wyznaczania rozkładu i wartości naprężeń w elementach o złożonej geometrii i niedostępnych w czasie pracy szczególnie przydatne są elastoptyczne metody modelowe z zastosowaniem techniki zamrażania naprężeń przez podgrzewanie obciążonego modelu. W artykule przedstawiono tego rodzaju badania na przykładzie wału korbowego i korbowodu lotniczego silnika modelarskiego. Uzyskane wyniki potwierdzają możliwość prognozowania uszkodzeń zmęczeniowych, co pozwala na aktywne projektowanie maszyn.

MORGAŁA A.: Samolot transportowy Lublin R-XVla2. TLiA, t. XXXVI, 1981, nr 12, s. 19

Prezentowano dzieje rozwoju i fotografie nie znanego dotychczas bliżej prototypu samolotu pasażerskiego Lublin R-XVla2 z 1933 r.

CONTENTS

GRZEGORZEWSKI J.: The latest training airplanes (II). TLiA, vol. XXXVI, 1981, No 12, p. 4

The paper presents the up-to-date military training airplanes turbo-prop power plants (Fantrainer) as well as the lightest turbo-jet airplanes (Microjet 200, Caproni C22J, C 211).

KORYL J., MIĄSIK A., WIERZYŃSKI Z.: Model testing of engine elements, using the „freezing of stresses” method. TLiA, vol. XXXVI, 1981, No 12, p. 6

The photo-elasticity model testing methods with use of the „freezing of stress” technique, consisting in heating of the model under load, are especially suitable to determine stress distribution and values in elements of complex geometry and unaccessible during operation. The paper demonstrated such investigation, carried out, as example, for a crankshaft and a connecting rod of a modeller's engine. The results obtained confirm a possibility to forecast fatigue failures, which allows „active” designing of machines.

MORGAŁA A.: Lublin R-XVla2 transport aircraft. TLiA, vol. XXXVI, 1981, No. 12, p. 19

The history of development and photos of a prototype of the Lublin R-XVla2 passenger aircraft from 1933, which has not been known to now, have been presented.

ZUSAMMENFASSUNGEN

GRZEGORZEWSKI J.: Neusten Schulungs- und Trainingsflugzeuge (II). TLiA, XXXVI Jhrg., 1981, H. 12, S. 4

In dem Aufsatz werden die heutigen, militärischen Schulungs- und Trainingsflugzeuge mit Propeller-Turbine (Fantrainer) sowie die leichtesten mit Düsenmotorantrieb (Microjet 200, Caproni C22J, S211) erörtert.

KORYL J., MIĄSIK A., WIERZYŃSKI Z.: Modelluntersuchungen an Motorteilen mittels der Spannungsfixier-Methode. TLiA, XXXVI Jhrg., 1981, H. 12, S. 6

Zur Ermittlung des Verlaufes und des Wertes von Spannungen in Teilen, die während der Arbeit unzugänglich sind und eine komplizierte Gestalt aufweisen, sind die elastoptyschen Modellmethoden unter Anwendung der Fixiertechnik von Spannungen durch Erwärmung des beanspruchten Modells besonders günstig. In dem Beitrag werden diese Untersuchungen beispielsweise an der Kurbelwelle und der Pleuelstange eines Flugmodellmotors dargestellt. Die erzielten Ergebnisse beweisen die Möglichkeit die Ermüdungsbeschädigungen vorauszu sehen und führen somit zum aktiven Entwerfen von Maschinen.

MORGAŁA A.: Transportflugzeug Lublin R-XVla2. TLiA, XXXVI Jhrg., H. 12, S. 19

Die Entwicklungsgeschichte und Bilder von dem bisher nicht näher bekannten Prototyp des Verkehrsflugzeuges Lublin R-XVla2 aus dem Jahr 1933 sind Gegenstand des Beitrags.

ed na II str. okł.

WYDAWNICTWO



SIGMA

ul. Świętokrzyska 14a
00-950 Warszawa
skrytka pocztowa 1004

Redaktor naczelny:

mgr inż. Andrzej Glass

Sekretarz Redakcji:

Emilia Łazarewicz

Redaktorzy działowi:

mgr inż. K. Dąbrowski, dr inż. A. Gołędziński, mgr inż. A. Kardymowicz, mgr inż. W. Kordziński, dr inż. J. Morawski, inż. K. Szumielewicz, mgr inż. J. Staszek

Rada programowa:

mgr inż. W. Błaszczak, mgr inż. Z. Girulski, mgr inż. A. Glass, dr inż. H. Grzegorzczuk, mgr inż. J. Grzegorzewski, mgr inż. F. Gwiżdż, dr inż. B. Jancelewicz, mgr inż. E. Kołodziński, doc. dr inż. T. Kostia, mgr inż. J. Kowalczyk, dr inż. A. Kowalski, mgr inż. T. Królikiewicz (przewodniczący), mgr inż. K. Kunałowicz, doc. dr inż. J. Lamparski, mgr inż. M. Mieluska, mgr inż. A. Misiorek, mgr inż. Z. Olszański, mgr inż. E. Pujszo, mgr inż. Z. Stankiewicz, mgr inż. S. Trębacz, inż. R. Wolński, mgr inż. M. Zawadzki

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakład nr 1. W-wa. Zam. 1071-1300-81. Nakład 6500 egz

Papier druk. sat. IV Kl. 70 g. L-111.

Cena pojedynczego egz. zł 25,—

Prenumerata roczna zł 300,—

INDEKS 37909

Apel do Czytelników

Zarząd Sekcji Lotniczej SIMP, redakcja TLiA i Instytut Historii Nauki, Oświaty i Techniki PAN zwracają się do Czytelników prasy lotniczej, sympatyków i przyjaciół lotnictwa z prośbą o pomoc w odzyskaniu i skompletowaniu przedwojennych dokumentów, wydawnictw i publikacji lotniczych oraz pamiętek z tego okresu, przede wszystkim:

- statutowi Związku Polskich Inżynierów Lotniczych (ZPIL);
- protokołów z posiedzeń Zarządu ZPIL;
- protokołów z walnych zgromadzeń ZPIL;
- dokumentów ze zjazdów ZPIL;
- broszur lub książek z cyklu wydawnictw Zakładu Budowy Płatowców Politechniki Warszawskiej pt. „Projekt płatowca” (15 zeszytów): z. 3 — Projekt hydrodynamiczny wodnopłata, z. 4 — Technologia lotnicza i obróbka specjalna, z. 5 — Drobne części płatowca (atlas, szkice), z. 6 — Części płatowca (atlas, szkice), z. 7 — Zespoły płatowca (atlas, szkice), z. 8 — Architektura zewnętrzna i wewnętrzna samolotu oraz zasady projektowania wnętrza samolotowych, z. 9 — Mechanizmy w budowie płatowców, z. 10 — Projekt skrzydła i komory płatowej, z. 11 — Projekt kadłuba, łodzi, gondoli itp., z. 12 — Projekt urządzeń do lądowania i wodowania, z. 13 — Projektowanie sterów i sterowania, wbudowy silników, części wewnętrznych oraz urządzeń specjalnych wojskowych i komunikacyjnych, z. 15 — Pomiary odbiorcze płatowca;
- odbitek wydawnictw Katedry Budowy Płatowców, które były powielane w kilku egzemplarzach*);
- 1. Wykres Everlinga (opr. Prauss, str. 4).
- 2. Współczynniki porównawcze Everlinga (opr. Rogalski, str. 4).
- 3. Metody ustalania biegunowej i wyczynów samolotu wg DVL (opr. Rogalski, str. 14).
- 4. Wyznaczanie środka ciężkości i momentu bezwładności samolotu (opr. Prauss, str. 3).
- 5. Profile Göttinga (str. 17),
- 6. Profile belgijskie (str. 8).
- 7. Przepisy obowiązujące przy projekcie płatowca na Politechnice Warszawskiej (str. 16).
- 8. Przepisy DVL dotyczące budowy samolotów — z 1928 r. (str. 5).
- 9. Metody niemieckie projektowania śmigieł — wg Hoffa (str. 16).
- 10. Normy lotnicze i materiały lotnicze (opr. Walewski, str. 93).
- 11. Streszczenie wykładów prof. Mokrzyckiego na Politechnice Warszawskiej (str. 24).
- 12. Podłużnica zginana i ścisłkana — pg Thalau-Telchmana (str. 17).
- 13. Szacowanie ciężaru samolotów — pg Aviation Handbook Warnera (opr. Wierciński, Zaremba, str. 22).
- 14. Projekt pływaków — pg Parkinsona (opr. Wierciński, Zaremba, str. 9).
- 15. Zamiana podwozia na pływaki — pg Aircraft Engineering (opr. Wierciński, Zaremba, str. 12).
- 16. Materiał i jego wpływ na projekt — pg J. B. Johnsona (opr. Nicole, str. 5).
- 17. Analiza ciężarów samolotu — pg Krejsona (opr. Fablerkiewicz, str. 26).
- 18. Atlas konstrukcyjny z kluczem (opr. zbiorowe, str. 120).
- 19. Zagadnienie wentylacji samolotu (opr. Nicole, str. 7).
- 20. Więcej praktyczności w konstruowaniu — pg Aircraft Engineering (opr. Nicole, str. 14).
- 21. Nieodwracalna przekładnia sterowniczy — pg Ellissa (opr. Nicole, str. 4).

*) Wykaz wg stanu na 1.03.1934 r., opublikowany w z. 1 cyklu Katedry prof. G. A. Mokrzyckiego „Projekt płatowca” pt. „Wstępny projekt aerodynamiczny”, wyd. Zakładu Budowy Płatowców Politechniki Warszawskiej, Warszawa, 1934 r.

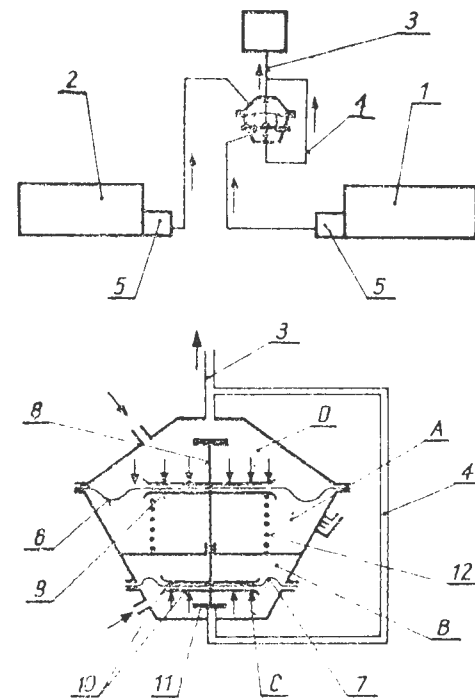
- 22. Konstrukcja i naprawa pływaków — pg Aircraft Engineering (opr. Nicole, str. 14).
 - 23. Systemy hamowania w samolotach — pg Waring Brown (opr. Nicole, str. 14).
 - 24. Tablica oporów szkodliwych (opr. Łabuć, str. 8).
 - 25. Fabrykacja kratownic lotniczych — pg Gibsona (opr. Nicole, str. 4).
 - 26. Praktyka budowy łodzi — pg Aircraft Engineering (opr. Nicole, str. 36);
 - polskich periodyków lotniczych**): Skrzydła Polska, Lot, Lot Polski, Przegląd Lotniczy i dodatek do niego Wiadomości Techniczne Lotnictwa, Przegląd Techniczny, Lotnik (organ Związku Lotników Polskich), Techniczne Nowości Lotnicze i Techniki Lotnicza;
 - albumów pamiątkowych jak: Księga poległych lotników, Album dziesięciolecia lotnictwa polskiego i in.;
 - fotografii ludzi lotnictwa, polskich samolotów i zdarzeń lotniczych;
 - pamiętek lotniczych: dyplomów, wzmianek prasowych, odznak, pucharów i in.
- Zarząd Sekcji Lotniczej SIMP i Komisja Historyczna przy Warszawskim Klubie Seniorów Lotnictwa zamierzają zorganizować Archiwum Lotnicze jako oddział Muzeum Lotnictwa i Astronautyki i objąć nad nim patronat.
- W związku z tym do wszystkich osób mających wymienione archiwalia i pamiątki lotnicze kierujemy serdeczny apel o zgłoszenie się pod adresem: Zarząd Sekcji Lotniczej SIMP, ul. Świętokrzyska 14a, 00-050 Warszawa (tel. 26-31-25) lub Warszawski Klub Seniorów Lotnictwa, Komisja Historyczna, ul. Krakowskie Przedmieście 55, 00-071 Warszawa (tel. 26-20-21), lub Instytut Historii Nauki, Oświaty i Techniki, Zespół Historii Polskiej Techniki Lotniczej, ul. Nowy Świat 72, pok. 9, 00-330 Warszawa.

** Z łamów tych czasopism korzystał przed wojną ZPIL oraz jego członkowie.

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-MIELEC zgłosiła do opatentowania następujący wynalazek lotniczy:

● Sposób oraz urządzenie do przełączania zasilania silnika paliwem ze zbiornika lub grupy zbiorników dodatkowego na zbiornik główny (autor A. Warzocha), roz-



włączający zagadnienie samoczynnego przełączania paliwa ze zbiorników samolotu. Sposób przełączania zasilania paliwem

silnika, zwłaszcza lotniczego, polega na tym, że po zużyciu paliwa ze zbiornika lub zbiorników 2, lub w przypadku awarii pompy 5 w zbiorniku 2 przełączenie na zbiornik główny 1 następuje samoczynnie przez zmianę ciśnienia panującego w układzie i urządzeniu przełączającym oraz napięcia sprężyny 12, wskutek czego podnosi się tłoczysko 8 i otwiera wlot paliwa do przewodu bocznikującego 4 i przewodu 13, a następnie do silnika 3.

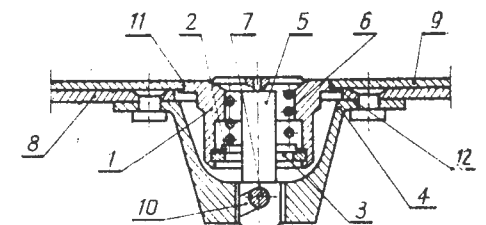
Urządzenie do stosowania tego sposobu charakteryzuje się tym, że ma dwie komory A i B przedzielone każdą w położeniu membranami elastycznymi 6 i 7, tworząc dodatkowe komory powietrzne C i D, przy czym membrany 6 i 7 zamocowane są trwale talerzykami 9 i 10 na jednym tłoczysku zakończonym kłapkami 11 i przemieszczającym się wzdłuż swej osi.

Skrót opisu wynalazku, chronionego pięcioma zastrzeżeniami, opisano w BUP nr 6/1980 r., w klasie F02 M, pod nr P.214682 T.

● Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Mielec zgłosiła do opatentowania wynalazek pn. Zamek szybkozłączny do mocowania pokryw wżerników osłon, zwłaszcza w statkach powietrznych (autorzy: K. Filas, K. Pogoda).

Zamek składa się z korpusu 1 zawalcowanego do części ruchomej 9 obrzeżem 11 i 12, wewnątrz którego unocowany jest obrotowo sworzeń 5 ze znanym wyjęciem spiralnym 10 oraz z gniazda 4 zamka ze sztywnym kołkiem 7 zamocowanym do części stałej 8. Stan napięcia w zamku u-

trzymuje sprężyna zwojowa 6 zamocowana w korpusie 1 przez podkładkę 2 pierścieniem osadczym 3.



Skrót opisu wynalazku, chronionego dwoma zastrzeżeniami, jest opublikowany w BUP nr 6/1980 r., w klasie B64 C, pod nr P.214651 T.

● Wyższa Szkoła Marynarki Wojennej im. Bohaterów Westerplatte zgłosiła do opatentowania sposób przygotowania do nitowania nitów ze stopów układu Al-Zn-Mg (autorzy: K. Cudny i R. Jasiński). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie uzyskania jakościowo dobrych nitów, charakteryzujących się w eksploatacji wysokimi właściwościami wytrzymałościowymi.

Sposób przygotowania nitów do nitowania konstrukcji wysoko obciążonych polega na przesyłaniu nitów w temp. 700÷760 K przez 15÷60 min i następnym chłodzeniu w powietrzu lub w ciekłym czynniku o temp. 330÷370 K. Nitowanie powinno być ukończone przed upływem 100 h od zakończenia procesu przesyłania.

Wynalazek, opublikowany w BUP nr 25/1979 r., w klasie B21K, pod nr P.211937 T, chroniony jest jednym zastrzeżeniem.

ANSALDO A.1 BALILLA

