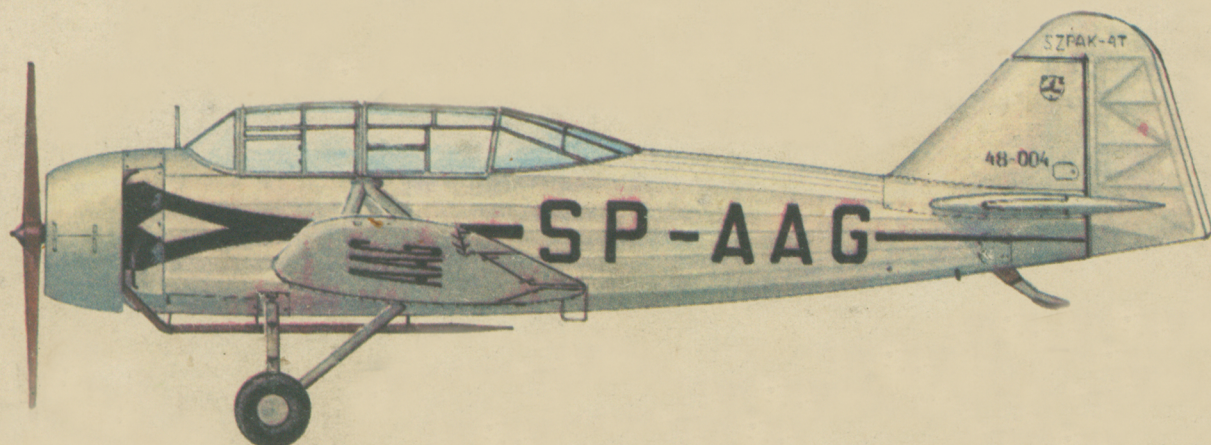
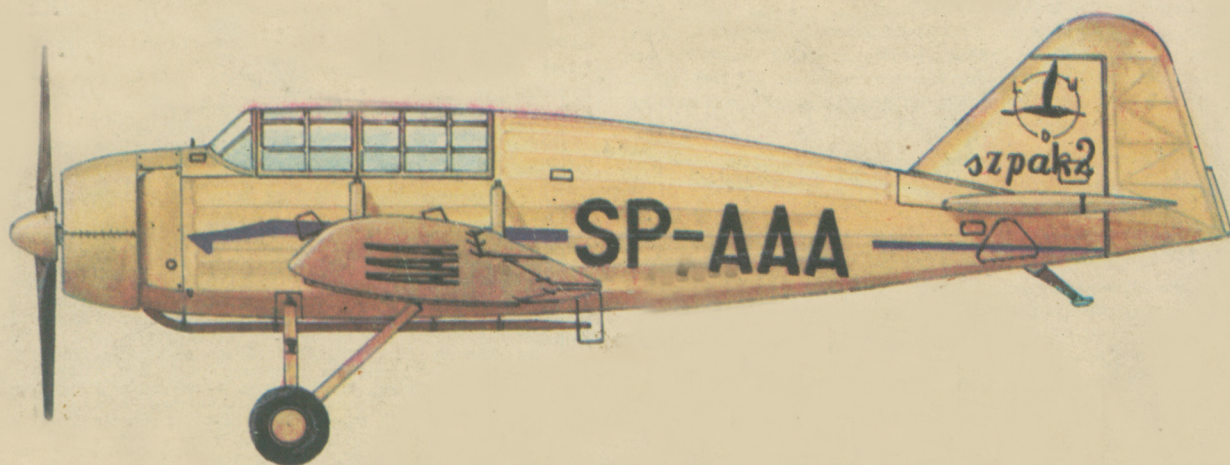


TECHNIKA

8'81

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



Cena zł 25,-

ISSN 0040-1145

WYDAWNICTWO NOT SIGMA

● В сентябре т.г. в Сельскохозяйственно-Технической Академии в г. Ольштын состоится 7-й семинар по сельскохозяйственной авиации.

● Главной задачей сельскохозяйственной авиации в т.г. в Польше является борьба с вредителями лесов. В этой работе принимает участие свыше 100 самолетов и вертолетов. Но надо сказать, что неправильная система использования сельскохозяйственных самолетов, которая заключается в закреплении их за отдельными совхозами на весь сезон, что не обеспечивает постоянной работы этих самолетов — серьезно снижает их производительность.

● Хотя гражданская авиация в Польше расходует только незначительную долю процента нефтепродуктов расходуемых в стране, но из-за экономии топлива со второго квартала т.г. ограничиваются служебные полеты внутри страны.

● В 13-том номере журнала «Пшегляд Техничны-Иновацие» А. Силушк в статье «Я за ДЦ-10» описывает проблему недостатка самолетов в Польских Авиалиниях ЛЕТ. В прошлом году ЛЕТ снял с расписания часть полетов через Атлантику, чтобы сэкономить 1 миллион дол. так как себестоимость полета через Атлантику выше прибыли вследствие продажи билетов. Введение на линию самолетов Ил-62М с меньшим расходом топлива пемного улучшило экономно. Однако конкуренция более экономических и к потому более комфортабельных самолетов как Бэинг 747 и ДЦ-10 серьезна. ЛЕТ-у не хватает самолетов для перевозки грузов. На заседании комиссии по сообщению и транспорту СЕЙМА ПНР объявлено, что техника ЛЕТ-а изношена от 84% до 100%. Самым скорым решением может являться взятие напрокат самолетов Бэинг 747 или ДЦ-10 а затем их покупка. Нужны линии средней протяженности могут обеспечиваться поставками в ближайшие годы самолетов Ил-86.

● Пять лет тому назад (в 1976 г.) Институт Авиации в Варшаве был подчинен заводу ВСК-Окенце, который тогда принял название: Научно-Производственный Центр Легких Самолетов ПЗЛ-Варшава. Это решение не вытекало из нужд работы, но являлось результатом стремлений тогдашнего директора Института. От 1 мая признано повторно самостоятельность Института.

● На Факультете Механики, Энергетики и Авиации Политехнического Института в Варшаве состоялись 23.04. защиты докторских диссертаций:

— мгра инж. В. Селеровича по теме: «Осцилляции свободных потоков га а, как источник звука с дискретными частотами» (промотор: проф. др В. Юнговски).
— мгра инж. Я. Пехны, по теме: «Содействие поршневого компрессора с системой, подавляющей пульсации давления» (промотор проф. др В. Юнговски).

25.04. состоялась защита докторской диссертации мгр инж. М. Литвиньчика «Исследование избранных случаев течений в зонах перехода на аэрационные профили» (промотор: проф. др Е. Островски).

● The Seventh Seminar for Agricultural Aviation will be held in the Agricultural and Technical Academy in Olsztyn in September this year.

● The main task for the agricultural aviation in Poland for this years is to fight against forest pests. More than 100 airplanes and helicopters participate in this operation. On the other hand, an improper system of exploitation of ag-planes, consisting in chartering them directly by State Farms for a whole season, which does not ensure their continuous utilization, has resulted in significant reduction of use of airplanes in agriculture.

● Though the civil aviation in Poland consumes minute fraction of a per cent of the entire liquid fuels consumed in this country, the need to save fuel has stimulated limiting of activity of executive flights within domestic air service.

● In the „Przeгляд Techniczny — Innowacje” — weekly, No 13 of this year, in the article entitled „I vote for DC-10”, A. Situzek presents the problem of lack suitable airplanes in the LOT Polish Airlines. Last year the LOT called off a part of their transatlantic flights in order to save 1 mln dollars, since costs of flight of an И-62 airplane are higher than the income from fares. Employing of И-62М airplanes at this route, consuming less fuel, improved slightly the economy. Nevertheless, competition from more economic and comfortable airplanes such as Boeing 747 and DC-10 is still considerable. The LOT Polish Airlines is short of goods airplanes as well. It has been reported at the Diet Commission for Communication that the LOT aircraft fleet is worked out in 84 to more than 100 per cent. The fastest solution to this problem would be chartering of Boeing 747 or DC-10 airplanes and then their purchase. The demands of the medium range routes for the years to come are to be satisfied by supplies of the И-86 airbus.

● Five years ago (in 1976) the Aeronautical Institute in Warsaw was subordinated to the WSK-Okecie plant, which was then named Light Aircraft Science and Production Centre PZL-Warszawa. This decision was not a result of technical reasons, but in arose from the aspirations dictated by ambition of the manager of the Institute. Since May 1st 1981 the Institute is again fully independent.

● The following doctor's theses were defended at the Power Engineering and Aviation Faculty of the Warsaw Technical University on 23 April this year:

— by Witold Selerowicz, M.Sc.Eng., entitled „Oscillations of free gas streams as a source of sound of discrete frequencies” (professor conferring the degree — Wiktor Jungowski, Prof.Dr. Eng.).

— by Janusz Piechna, M.Sc.Eng., entitled „Co-operation of a piston compressor with a pressure pulsation attenuating system” (professor conferring the degree — Wiktor Jungowski, Prof.Dr. Eng.).

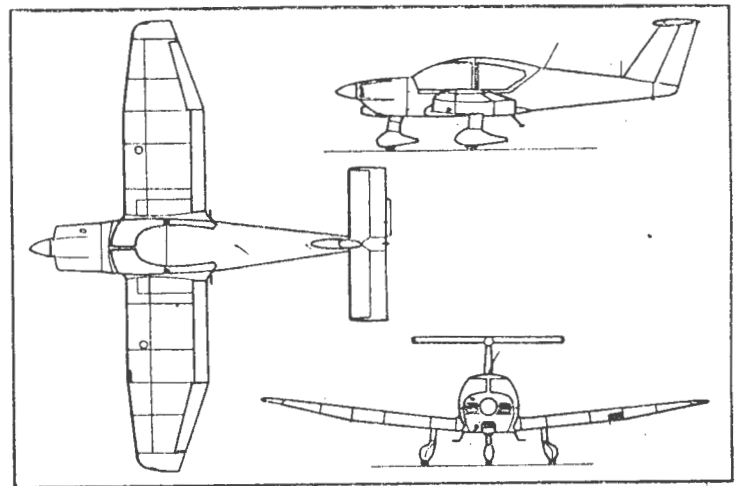
Another doctor's thesis, entitled „Investigation of selected cases of flows in transient zones on aviation profiles”, by Mieczysław Litwińczyk, M.Sc.Eng., was defended on 25 April this year (professor conferring the degree — Jerzy Ostrowski, Prof. Dr.Eng.).

PROTOTYPY

Robin R-340L ● Francja ●

Jednosilnikowy 4-miejscowy samolot turystyczny

Pomyślnie przebiegają próby w locie prototypu samolotu turystycznego Robin R-3140L będącego pierwszym przedstawicielem nowej rodziny R-3000. Stanowi on kontynuację samolotu R-2160A, którego produkcja jest uruchamiana również w Kanadzie (w zakładach Pierre Robin — Canada w Quebecu). W samolocie R-3140L zastosowano nowy płat, usterzenie konwencjonalne zastąpiono usterzeniem o układzie T, a silnik o mocy 73,6 kW (100 KM) silnikiem Lycoming O-320 o mocy 107 kW (145 KM). Samolot ma być tani w produkcji i ekonomiczny w eksploatacji, co pozwoli mu konkurować z samolotami Cessna-Reims Skylane i Cutlass, od których ma poza tym — dzięki starannie opracowanej aerodynamice — lepsze osiągi przy tej

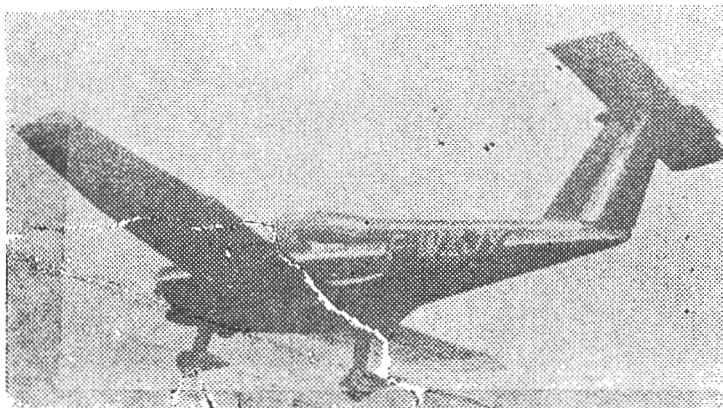


samej mocy. Świadectwo zdolności FAA (przewidywane na 1982 r.) umożliwi sprzedaż samolotów w Stanach Zjednoczonych. Podobnie jak R-2160 samolot R-3140 będzie produkowany również w Kanadzie.

Dane techniczne

| | | | |
|-------------------|----------------------|-------------------|---------------|
| Rozpiętość | 9,17 m | Pręđ. przel. | |
| Długość | 7,51 m | na 75% mocy, | |
| Wysokość | 2,66 m | na 2240 m | 246 km/h |
| Pow. nośna | 14,00 m ² | Wznoszenie n.p.m. | 4,1 m/s |
| Wydłużenie | 6 | Zasięg | |
| Masa własna | 560 kg | z zap. pal. | 140 l 830 km |
| Masa użyteczna | 440 kg | z zap. pal. | 180 l 1140 km |
| Masa maks. start. | 1000 kg | z zap. pal. | 240 l 1600 km |

W.K.





MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXXVI SIERPIEŃ 1981

TECHNIKA

8'81

lotnicza i ASTRONAUTYCZNA

Oszczędność i lotnictwo, ale bez paniki

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Stosunek kierownictwa gospodarczego naszego kraju do lotnictwa był w minionym 35-leciu bardzo nierówny. Można odnieść wrażenie, że okresy demokratyzacji niosły dla przemysłu lotniczego rozwój konstrukcji rodzimych, lecz równocześnie występował spadek zamówień i spadek produkcji lotniczej. Wiązało się to z oszczędnościami w gospodarce. Natomiast okresy, w których nie liczone się ze zdaniem społeczeństwa i fachowców były równocześnie okresami inwestycji i zamówień. Bilans skutków tej falującej polityki lotniczej dał wyniki, które trzeba przyjmować z mieszanymi uczuciami. Przemysł lotniczy bowiem może rozwijać się prawidłowo tylko przy długim oddechu, gdyż cykl prac przy jednym typie samolotu wynosi 15÷25 lat (prace prototypowe 7 lat, produkcja przy stałym modyfikowaniu wyrobu 10÷15 lat). Niestety wiele decyzji było krótkowzrocznych; podejmowano je bardziej z myślą o dniu dzisiejszym niż jutrzejszym.

Mamy znów okres demokratyzacji i poważnych oszczędności. Na pewno najwyższy czas, abyśmy jako naród nauczyli się liczyć z kosztami i zaczęli podejmować decyzje racjonalne. Mamy już dosyć kosztownych fajerwerków na pokaz. **Grozi nam jednak druga skrajność — wynikająca z panikarstwa i efekciarstwa, nie mająca poparcia w rachunku ekonomicznym. Jest to przesadna oszczędność, podpierana argumentami tylko na dziś, zaprzeczająca wieloletni dorobek naszego lotnictwa.** Trzeba dokonać przeglądu działalności poszczególnych dziedzin naszego lotnictwa i spokojnie ocenić działalność jakiej przyniesie kontynuowanie działalności (w szczególności tam gdzie wymaga ona wielu lat dorobku) i w tym aspekcie ustalić bezspornie uzasadnione oszczędności.

Przemysł lotniczy jako całość w nowym systemie gospodarczym nie będzie wymagał takiego zarządzania przez Zjednoczenie jak obecnie, a ustawienie centrali handlu zagranicznego też raczej wymaga korekty. Niezbędne jednak będzie koordynowanie działalności zakładów, w szczególności w zakresie prac projektowych, prototypowych i rozwojowych. Sprawa prac projektowych jest tematem, nad którym zawisła poważna groźba. Większość zakładów idąc za chwilową łatwizną, aby uzyskać natychmiastowe oszczędności, pragnie zlikwidować ośrodki badawczo-rozwojowe, a część kadry włączyć do produkcji seryjnej. Wiedząc, że zdobycie doświadczenia przez biuro konstrukcyjne trwa 5÷7 lat, zaś produkcja bieżąca daje perspektywę tylko na kilka najbliższych lat — likwidowanie OBR-ów byłoby karygodnym błędem. Można je natomiast reorganizować w kierunku oszczędniejszego i efektywniejszego działania. Trzeba też widzieć program prac dla Instytutu Lotnictwa, gdyż rozproszenie doświadczonych pracowników badawczych będzie niepowetowaną stratą. **Powinniśmy brać przykład z przemysłu lotniczego krajów wysoko uprzemysłowionych, które w sytuacjach kryzysowych zwalniają ludzi bez kwalifikacji, zaś specjalistów zatrudniają przy najważniejszych pracach i studiach rozwojowych podkreślając, że wydajność i jakość prac wykonywanych przez zespoły o wysokich kwalifikacjach jest bardzo duża. W chwili gdy przerosty administracji są główną kulą w nogi naszego przemysłu — skierowanie ataku na wykwalifikowanych specjalistów technicznych i na prace prototypowe wydaje się być typowym odwracaniem uwagi od sedna zagadnienia i nakierowywanie jej na fikcyjnych winowajców.** Oczywiście przekwalifikowanie części kadry administracyjnej musi odbywać się na drodze umożliwienia zdobycia nowych kwalifikacji i nowych stanowisk

pracy. Nie prace prototypowe i rozwojowe, lecz przerosty administracji muszą stać się problemem nr 1 w akcji oszczędzania. Oczywiście należy dokonać przeglądu programu produkcji lotniczej, prac prototypowych i rozwojowych w świetle aktualnych perspektyw zbytu, lecz musi to być wnikliwa analiza, przeprowadzona osobno dla każdego wyrobu.

Na pewno brak jest nam decyzji opartych na rzetelnym rachunku ekonomicznym, a dotyczących rozwoju LOT-u. Wszelkie analizy wykazują dużą szybkość zwrotu ponoszonych nakładów (kilka lat) na rozwój komunikacji lotniczej, niskie koszty uzysku dewiz (do niedawna 21 zł za 1 dol.) oraz konieczność utrzymania naszej pozycji w ruchu międzynarodowym, którą łatwo utracić a trudno zdobyć. W tej sytuacji na czoło wysuwa się pilna potrzeba wynajęcia kilku amerykańskich samolotów dalekiego zasięgu i samolotów towarowych oraz dalszych zakupów sprzętu, rozbudowy portów lotniczych i lotnisk, a w szczególności uzupełnienia ich wyposażenia naziemnego. Sprawa rozwoju komunikacji zagranicznej z ekonomicznego punktu widzenia jest oczywista. Natomiast zakres działalności linii krajowych powinien być wynikiem programu uzasadnionego przez LOT i popartego właściwą polityką taryfową. Praktyka szybko wskazuje na granicę ceny jaką pasażerowie gotowi są zapłacić za oszczędność czasu.

Do aktualnych problemów należy sprawa lotnictwa rolniczego. Sytuacja prac wykonywanych za granicą nie ulega zmianie. Natomiast w kraju zaistniał kryzys zapotrzebowania na samoloty rolnicze, w związku z wprowadzeniem oszczędności w PGR-ach. Oszczędności te liczone są w sposób uproszczony, tj. wg kosztów obsłużenia hektara, a nie w sposób pełny, tj. z uwzględnieniem strat w uprawach spowodowanych przez koła ciągników, czy zysków ze wzrostu plonów z powodu korzystniejszego terminu nawożenia przez samolot. **Główny problem tkwi jednak w wadliwej organizacji agrolotnictwa w Polsce.** Samolot jest czarterowany przez PGR, co nie pozwala na pełne wykorzystanie sprzętu. Natomiast w NRD czy CSRS istnieją okręgowe centra agrolotnicze, które obsługując wiele gospodarstw, mogą w pełni ekonomicznie wykorzystać samoloty.

Lotnictwo cywilne zużywa ułamek procentu paliw zużywanych w naszym kraju, jest to jednak przeważnie paliwo z ropy importowanej z krajów arabskich. Stąd dla oszczędności dewiz są wprowadzane ograniczenia krajowych lotów pasażerskich i dyspozycyjnych. Możliwe, że potrzebny jest rachunek strat, który pokazałby od jakiej wysokości straty bardziej opłacalne jest skorzystanie z samolotu mimo zakupu paliwa za dewizy, niż rezygnacja z lotu. Możliwe, że istnieje potrzeba przeanalizowania sposobów najbardziej efektywnego wykorzystania samolotów dyspozycyjnych i sanitarnych.

W związku z trudną sytuacją ekonomiczną istniały próby przyhamowania szkolenia lotniczego, w szczególności pilotów rolniczych. Wydaje się, że przy ogólnym braku pilotów zawodowych w naszym kraju wszystkie formy szkolenia załóg latających i personelu naziemnego muszą być utrzymane, gdyż proces szkolenia jest wieloletni, natomiast jedynie można rozważać w konkretnych przypadkach konieczność przekwalifikowania pilotów do pracy w innym rodzaju lotnictwa.

Szukając oszczędności w lotnictwie cywilnym, należy

cd. na s. 2



● Głównym zadaniem lotnictwa rolniczego w br. w Polsce jest zwalczanie szkodników lasów. W akcji tej bierze udział ponad 100 samolotów i śmigłowców. Natomiast niewłaściwy system wykorzystywania samolotów rolniczych, polegający na wypożyczaniu ich bezpośrednio przez Państwowe Gospodarstwa Rolne na cały sezon, co nie zapewnia ich ciągłego wykorzystania -- spowodował poważne zmniejszenie zastosowania samolotów w rolnictwie.

● Choć lotnictwo cywilne w Polsce zużywa znikomy ułamek procenta paliw płynnych zużywanych w kraju, jednak ze względu na konieczność oszczędzania paliwa od II kwartału br. ograniczono działalność lotniczej komunikacji krajowej i lotów dyspozycyjnych.

● W nrze 13 z br. tygodnika *Przegląd Techniczny* — *Innowacje A. Siłuszek* w artykule pt. „Głosuję za DC-10” przedstawia problem braku odpowiednich samolotów w PLL LOT. W ub.r. LOT odwołał część lotów przez Atlantyk, by zaoszczędzić 1 mln dol., gdyż koszty lotu II-62 przez Atlantyk są większe od wpływów ze sprzedaży biletów. Wprowadzenie na linię samolotów II-62M o mniejszym zużyciu paliwa poprawiło nieco ekonomię. Jednak konkurencja samolotów ekonomiczniejszych i o większym komfortcie, jak Boeing 747 i DC-10, jest poważna. Również LOT-owi brak jest samolotów towarowych. Ostatnio na Sejmowej Komisji Komunikacji i Łączności podano, że tabor LOT-u jest wyeksploatowany w 84 do ponad 100%. Najszybszym rozwiązaniem problemu byłoby wypożyczenie samolotów Boeing 747 lub DC-10, a później ich zakup. Potrzeby linii średniego zasięgu mają zaspokoić w najbliższych latach dostawy aerobusów II-86.

● Pięć lat temu (w 1976 r.) Instytut Lotnictwa w Warszawie został podporządkowany zakładowi WSK-Okecie, który wówczas przyjął nazwę Centrum Naukowo-Produkcyjne Samolotów Lekkich PZL-Warszawa. Decyzja ta nie wynikała z potrzeb merytorycznych, lecz była wynikiem dążeń ambicjonalnych ówczesnego dyrektora Instytutu. 1 maja br. odbyło się ponowne usamodzielnienie Instytutu, a CNPSL powróciło do nazwy Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Warszawa Okecie.

● Na Wydziale Mechanicznym Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej



Jantar 2B ze zmienioną osłoną kabiny, na którym startowali polscy piloci w br. w Szybocowych Mistrzostwach Świata w Paderborn. Fot. B. Koszewski

dn. 23.4.br. odbyły się obrony rozpraw doktorskich:

— mgr inż. Witolda Selerowicza nt. „Oscylacje swobodnych strumieni gazu jako źródło dźwięku o dyskretnej częstotliwościach” (promotor: prof. dr hab. inż. Wiktor Jungowski),

— mgr inż. Janusza Piechny nt. „Współpraca sprężarki tłokowej z układem tłumiacym pulsacje ciśnienia” (promotor: prof. dr hab. inż. Wiktor Jungowski).

Dn. 25.4.br. odbyła się obrona rozprawy doktorskiej mgr inż. Mieczysława Litwińczyka nt. „Badania wybranych przypadków przepływów w strefach przejścia na profilach lotniczych” (promotor: prof. dr hab. inż. Jerzy Ostrowski).



BRAZYLIA

● Lotnictwo wojskowe zamówiło 118 samolotów treningowych EMB-312 oraz przewiduje zamówienie 50 dalszych.



EGIPT

● Lotnictwo wojskowe zakupiło 30 samolotów Alpha Jet, z których 8 ma być w wersji szturmowej.



FRANCJA

● Airbus Industrie do końca I kwartału br. otrzymało zamówienia na 454 aerobusy (304 zamówienia potwierdzone i 150 opcji, czyli wstępnych), w tym 316 na A300 (230 zamówień potwierdzonych i 86 opcji) i 138 na A310 (74 potwierdzone i 64 opcje). (GIFAS 1301)

● Projekt rozwojowy aerobusu A300, oznaczony dotychczas SA, otrzymał oznaczenie A320. Ma to być 120+160-miejscowy samolot krótkodystansowy. (GIFAS 1301)

● W wytwórni Aerospatiale wykonywana jest naturalnej wielkości makietą wersji sanitarnej śmigłowca SA365N Dauphin 2. Przy dwuosobowej załodze odmiana reanimacyjna ma zabierać dwóch chorych leżących i lekarza, zaś odmiana ambulansowa ma zabierać czterech chorych na noszach ustawionych piętrowo i lekarza. (GIFAS 1301)

● W 1980 r. wydział śmigłowcowy Aerospatiale wyprodukował i dostarczył 345 śmigłowców, zaś uzyskał zamówienia na 639 śmigłowców.

● Wytwórnia Fournier opracowała laminatową odmianę dwumiejscowego motoszybowca RF-9, która otrzymała oznaczenie

cd. ze s. 1

przeanalizować z tego punktu widzenia całą działalność aeroklubów. Wydaje się, że w działalności szkoleniowej i treningowej, modelarskiej oraz w popularyzacji lotnictwa wśród młodzieży i społeczeństwa istnieje szansa zwiększenia efektów przy tych samych nakładach. A może aeroklubom potrzebna jest szeroka pomoc społeczna w postaci zreaktywowanej Ligi Lotniczej?

Nadszedł czas liczenia się z kosztami i przemysłanego podejmowania decyzji. Lotnictwo też będzie miało swój udział w zmniejszaniu kosztów i powiększaniu dochodu narodowego, czyli w racjonalizacji swego działania. Obowiązkiem wszystkich ludzi naszego lotnictwa jest dołożenie się do rzetelnej analizy kosztów, oszczędności i skutków decyzji, aby nie zabierano się pochopnie do „wylewania dziecka z kąpielą”, bowiem efekciarstwo i panikarstwo jest wrogiem oszczędności i może być wrogiem lotnictwa. Nie wolno nam powtarzać błędów, które już parokrotnie popełniano w stosunku do naszego lotnictwa, a których mechanizm polegał na tym, że nie likwidowano źródeł

trudności, ale całą działalność na dany temat, aby w jakiś czas potem zaczynać od zera.

Na lotnictwo trzeba też patrzeć okiem gospodarza całego kraju. Nie ma dziś państwa o silnie rozwiniętym przemyśle, które nie rozwija przemysłu lotniczego. Przemysł lotniczy bowiem jest nośnikiem postępu technicznego. Toruje on drogę innym przemysłom w dziedzinie aerodynamiki (np. w przemyśle samochodowym, budowy statków, pociągów, budowli i żurawi budowlanych), konstrukcji (kratownic rurowe, konstrukcje półskorupowe drewniane i blaszane, konstrukcje z tworzyw sztucznych), materiałów (stałe wysokowytrzymałe, stopy lekkie; laminaty i tworzywa sztuczne, włókna szklane i węglowe, oleje i paliwa, lakiery, pokrycia antykorozyjne), technologii, elektroniki, hydrauliki siłowej (np. do koparek, maszyn budowlanych). Stąd nakłady na badania w lotnictwie owocują w całej gospodarce. Dobry gospodarz w imię lepszego olejenia kółek zegarka nie wyrzuci zeń sprężyny. Warunkiem rozwoju eksportu jest dobra jakość, a gdzie należy uczyć się precyzji, dokładności, niezawodności i trwałości jak nie w przemyśle lotniczym. Pierwszą cechą roztropnego działania jest wykorzystywanie posiadanej doświadczenia.

RF-10. Napęd motoszybowca stanowi silnik Limbach 59 kW (80 KM). Rozpiętość 17,5 m, masa w locie 770 kg, doskonałość 30, opadanie min. 0,80 m/s.

● 15.04. br. wykonał pierwszy lot pierwszy egzemplarz francuskiego samolotu patrolowego Guardian będącego odmianą samolotu Falcon 20 budowaną na potrzeby lotnictwa francuskiego (5 szt.) i różniącą się od odmiany patrolowej dla lotnictwa amerykańskiego nazwanej Guardian. (GI-FAS-1303)



KANADA

● Wytwórnia Pratt and Whitney of Canada w końcu lutego br. dostarczyła 20-tyśięcny turbinowy silnik lotniczy (licząc łącznie silniki turboodrutowe, turbośmigłowe i śmigłowcowe) wyprodukowany w ciągu 20 lat. Ostatnie 10 tys. silników zbudowane zostało w ciągu 5 lat. (UTW 3/81)



RFN

● Samolot Alpha Jet jest przystosowywany do zwalczania śmigłowców przeciwczołgowych.

● Ministerstwo Obrony RFN z przyczyn ekonomicznych zamierza zrezygnować z projektowania samolotu myśliwskiego TKF-90. Samolot ten będzie zastąpiony przez jeden z następujących typów: Tornado, F-18L Hornet, F-15 Eagle lub F-16 Fighting Falcon.

● Nowe lotnicze przepisy hałasowe RFN dla samolotów i motoszybowców przewidują, że dla masy startowej do 600 kg dopuszczalny poziom głośności wynosi 63 dB(A), zaś od 600 kg do 1875 kg granica zmienia się liniowo od 63 do 80 dB(A), która to wartość obowiązuje aż do masy 5700 kg. (Adler 3/81)

● Wytwórnia Rolladen-Schneider w 1981 r. zaprezentuje nowy szybowiec zawodniczy klasy 15 m LS-6, który ma być następcą szybowca LS-3. Przewiduje się również produkcję wersji o rozpiętości 17 m.

● Wiosną br. pierwszy lot wykonał motoszybowiec Glaser-Dirks DG-400 będący szybowcem wyczynowym zbliżonym do DG-200 wyposażonym w składany silnik 32 kW.



USA

● Wytwórnia Hughes buduje prototyp śmigłowca Hughes 600X, który jest rozwinięciem śmigłowca Hughes 500D. Ma on pięcioletowy wirnik napędzany silnikiem Allison 250-C20B. Kadłub został poszerzony, a zasięg ma wzrosnąć do 720 km.

● W 1980 r. wytwórnia Hughes wyprodukowała 402 śmigłowce, w tym 263 Hughes 500D oraz 139 Hughes 300C.



W. BRYTANIA

● Brytyjski przemysł lotniczy w 1981 r. osiągnął rekordowy wynik w eksporcie sprzętu lotniczego. Wartość eksportu wyniosła 1775 mln £ (ok. 3,5 mld dol.). (SBAC 183)

● W marcu br. brytyjski przemysł lotniczy dostarczył do USA pierwsze cztery kadłuby do samolotu AV-8B Harrier, których 300 szt. ma być zmontowanych w wytwórni Mc Donnell-Douglas. (SBAC 183)

● 19 lutego br. wykonał pierwszy lot bezałogowy mini-samolot rozpoznawczy Marconi Machan o rozpiętości 3,66 m, zabierający 15 kg aparatury na 2 h lotu, a napędzany dwusuwowym silnikiem tłokowym o mocy 13 kW (18 KM). Machan jest przeznaczony do prowadzenia rozpoznania na polu walki. (SBAC 183)

● Wytwórnia Rolls-Royce, która dotychczas wyprodukowała 1550 silników Dart i Spey do samolotów cywilnych, otrzymała zamówienie na dalsze 250 silników tych typów do samolotów: Gulfstream III, Fokker F-28 Fellowship i F-27 Friendship oraz HS 738. (SBAC 183)

● Brytyjskie Ministerstwo Obrony zamówiło w British Aerospace bierny system wykrywania celów podczerwieni, który ma posłużyć dla pocisków Papier przeznaczonych do zwalczania samolotów atakujących na małych wysokościach. Systemy aktywne mogą podlegać zakłóceniom i ułatwiają wykrycie nadajnika, natomiast systemy biernie spełniają warunek: widzieć a nie być widzianym. (SBAC 183)



WŁOCHY



● Wytwórnia Agusta do dwusilnikowego śmigłowca przeciwpancerneho A129 Mangusta wybrała brytyjski silnik Rolls-Royce Gem, stosowany na śmigłowcach Lynx. Prototyp śmigłowca A129 ma wykonać pierwszy lot w 1982 r. (SBAC 180)



HISZPANIA

● Dotychczas wytwórnia CASA otrzymała zamówienia na 229 samolotów transportowych CASA-212 Aviocar, w których produkcji uczestniczy obecnie Indonezja.



INDIE

● Lotnictwo wojskowe zakupiło dodatkową partię śmigłowców Mi-8 w celu utworzenia dalszych dywizjonów tych śmigłowców.

● Lotnictwo indyjskie otrzymało samoloty szturmowe MiG-23BN oraz dwumiejscowe treningowe MiG-23UM. Rozważane jest uruchomienie licencyjnej produkcji samolotów myśliwskich MiG-23MF.



INDONEZJA

● Rząd indonezyjski przewiduje zakup 100 samolotów transportowych CASA-Nutranio CN-235 budowanych wspólnie przez Hiszpanię i Indonezję. Samolot ma zabierać 36+40 pasażerów, przewidywana prędkość przelotowa — 333 km/h. Napęd samolotu mają stanowić dwa silniki turbośmigłowe GE CT-7.

● Pierwszy z 12 budowanych w Indonezji samolotów transportowych CASA-212-200 wykonał pierwszy lot wiosną br.



JAPONIA

● Rząd japoński przewiduje likwidację za dwa lata wytwórni NAMC, która wyprodukowała 186 turbośmigłowych samolotów pasażerskich YS-11. Przyczyną likwidacji jest deficyt finansowy wytwórni.

PRENUMERATA

Jednostki gospodarki uspołecznionej, 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 w urzędach pocztowych i u doręczycieli.

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 75, półroczna zł 150, roczna zł 300.

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

Obciążenia szybowca wyczynowego podczas toczenia się po lotnisku

Dr inż. WIESŁAW STAFIEJ
PZL-Bielsko

Statystyka danych nł. mierzonych wielkości obciążeń pojawiających się podczas toczenia się szybowca po lotnisku przy rozbiegu, starcie, dobiegu i lądowaniu jest uboga. Na fakt ten składa się kilka przyczyn m.in.:

— brak zainteresowania konstruktorów charakterem i wielkością obciążeń występujących przy toczeniu się szybowca po lotnisku, albowiem do analizy wytrzymałości statycznej wystarczyło dotychczas wyznaczenie obciążenia maksymalnego wymiarującego strukturę płatowca [2, 3, 4];

— trudności techniczne związane z pomiarem parametrów widma obciążeń szybowca przy toczeniu się po lotnisku i brak metodyki przeprowadzania takich prób oraz brak odpowiedniego oprzyrządowania [1];

— brak konieczności przeprowadzania prób zmęczeniowych szybowców, do budowy których wykorzystywano drewno.

Wraz z pojawieniem się nowego tworzywa (kompozytów z żywic syntetycznych zbrojonych włóknami szklanymi, węglowymi itp.) konieczne stało się przeprowadzanie badań mających na celu uzyskanie pełnej charakterystyki tych kompozytów, m.in. także właściwości zmęczeniowych. Te ostatnie stanowią bowiem podstawę do określania rewersu szybowców zbudowanych z tworzyw sztucznych [5, 6].

Charakter obciążeń

Charakter obciążeń powstających przy toczeniu się szybowca po lotnisku zależy od stanu nawierzchni lotniska i charakterystyki układu amortyzującego zastosowanego w szybowcu.

Sposób eksploatacji szybowców, w odróżnieniu od samolotów, w większości przypadków skazuje je na korzystanie z nawierzchni trawiastych (szybowiska) o nienadzwyczajnej jakości gruntu, wykorzystywanych najczęściej jako pastwiska. W tej sytuacji szybowiska bardzo często stają się siedliskami kretów, znajdujących w płytkiej warstwie podpowierzchniowej pastwiska korzystne środowisko biologiczne. Kretowiny z kolei wpływają na nieregularność powierzchni lotniska i tworzą przeszkody, o które uderza kółko toczącego się szybowca. Ponadto przypadkowe kamienie i bruzdy (np. po przejeździe traktora lub samolotu po grząskim mokrym lotnisku) uzupełniają zestaw przeszkód pokonywanych przez kółko.

Starty szybowców z pasów betonowych lub asfaltowych możliwe są tylko w dużych ośrodkach, w których natężenie ruchu samolotowego uzasadnia budowę takich pasów. Jednakże i tam często starty i lądowania szybowców spychane są na trawiastą część lotniska, albowiem szybowiec pozbawiony własnego napędu nie może szybko opuścić pasa startowego i narusza bezpieczeństwo oraz zakłóca płynność ruchu lotniczego.

Wydaje się więc słuszne przyjęcie lotniska o nawierzchni trawiastej jako reprezentatywnego dla szybownictwa.

Lądowanie szybowca wyczynowego w terenie przygodnym stanowi jeden z elementów normalnej eksploatacji, albowiem wiele przelotów może zakończyć się koniecznością lądowania poza lotniskiem czy lądowiskiem. Warunki nawierzchniowe lądowiska przygodnego, gdy zostało ono prawidłowo wybrane przez pilota, w zasadzie nie odbiegają od warunków szybowcowego lotniska trawiastego.

Dla złagodzenia obciążeń w postaci reakcji podłoża wieranej na kółko szybowca stosuje się różnego rodzaju układy amortyzujące. Układy te, stosowane na szybowcu, mogą wykorzystywać zdolność pochłaniania energii przez:

- koło (zespół opony i dętki kółka),
- koło i amortyzator (o bardzo różnorodnej konstrukcji).

W przypadku szybowców z tworzyw sztucznych duży udział w pochłanianiu energii lądującego szybowca ma struktura szybowca, która stanowi zespół o względnie dużej zdolności amortyzującej. Udział ten jest jednakże trudny do ujęcia rachunkowego.

Wielkość obciążeń

Układ amortyzujący musi być zdolny do pochłonięcia energii lądującego szybowca, określonej zależnością:

$$E_k = 1/2 \cdot w_o^2 \cdot m$$

gdzie: m — masa szybowca, w_o — wartość prędkości opadania lądującego szybowca w momencie przyziemia. Maksymalna wartość tej prędkości wynosi 1,5 m/s zgodnie z obowiązującymi wymaganiami budowy szybowców [2, 3, 4].

Energia E_k powstająca przy maksymalnej wartości prędkości opadania musi przejść podwozie wraz ze swym układem amortyzującym tak, aby nie uległo uszkodzeniu. Zatem układ amortyzujący powinien być zaprojektowany tak, aby współczynnik obciążenia szybowca przy lądowaniu:

$$n_L = P_{\max}/Q$$

mieścił się w granicach: $2,0 \leq n_L \leq 4,0$,

gdzie: P_{\max} — maksymalna reakcja podłoża działająca na kółko szybowca, Q — maks. masa lądującego szybowca.

Maksymalna reakcja podłoża P_{\max} jest funkcją przemieszczania się środka ciężkości szybowca spowodowanego łącznym ugięciem się wszystkich elementów układu amortyzującego (rys. 1).

Energia pochłonięta przez układ amortyzujący wynosi:

$$E_{am} = \int_{h_o}^{h_{\max}} P \cdot dh$$

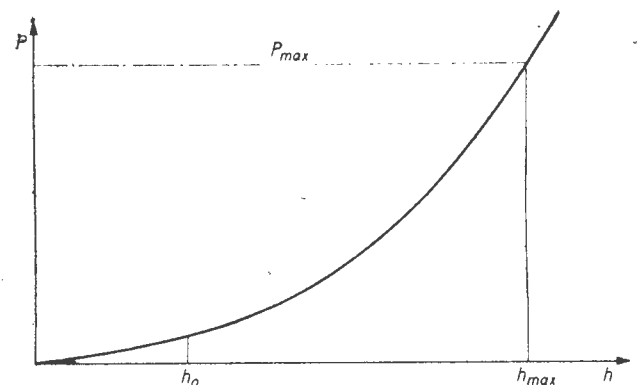
gdzie: h_o — przemieszczenie spowodowane napięciem wstępnym układu, h_{\max} — maks. przemieszczenie układu, dopuszczalne bez spowodowania zniszczenia konstrukcji płatowca, czy zniszczenia podwozia.

Warunek równowagi: $E_k = E_{am}$ pozwala na określenie wartości maksymalnej reakcji podłoża P_{\max} .

Pojawienie się na kole reakcji o wartości P_{\max} jest przypadkiem występującym w normalnej eksploatacji szybowca rzadko, natomiast szybowiec narażony jest na znaczne działanie występowania obciążeń na poziomie niższym.

Aby opracować program próby zmęczeniowej szybowca odtwarzającej obciążenie powstające przy toczeniu się szybowca po podłożu, konieczne jest określenie widma obciążeń najwygodniej w postaci zależności współczynnika obciążenia od procentowego udziału liczby zmian na poziomie tego współczynnika obciążenia w całkowitej liczbie zmian obciążeń dla wszystkich poziomów.

Zbudowanie takiego widma wymaga zebrania odpowiednio licznych materiałów statystycznego, uzyskanego w próbach, pozwalającego na wyciągnięcie wniosków i stwierdzenie powtarzalności zaobserwowanych zjawisk.



Rys. 1. Funkcja przemieszczania się środka ciężkości szybowca, spowodowanego ugięciem się wszystkich elementów układu amortyzującego

Pomiary obciążeń

Pomiary wielkości współczynnika obciążeń przy lądowaniu oraz częstość ich występowania dokonane zostały w PZL-Bielsko na szybowcu zawodniczym SZD-48-1 Jantar Standard 2 [7]. Szybowiec do prób wyposażony został w aparaturę pomiarowo-rejestrującą typu SFIM, którą mierzono współczynnik obciążenia w okolicy środka ciężkości szybowca. Zapisów dokonywano na taśmie światłoczułej przesuwanej się równomiernie w czasie. Po wywołaniu taśmy dokonywano zliczeń liczby przekroczeń poziomów obciążeń wybranych w sposób dyskretny co 0,5 g.

Przeprowadzono 19 pomiarów, dokonując rejestracji współczynników obciążeń przy starcie (w 4 przypadkach) i przy lądowaniu (w 15 przypadkach). Czas toczenia się po nawierzchni lotniska zawierał się w granicach 8÷20 s. Pomiar przeprowadzono dla konfiguracji szybowca z napełnionymi zbiornikami na balast wodny oraz ze zbiornikami opróżnionymi. Po dokonaniu selekcji uzyskanego materiału i odrzuceniu zapisów przypadkowych, wyniki pomiarów zestawiono w tablicy.

TABLICA. Zestawienie liczby przekroczeń poszczególnych poziomów współczynnika obciążenia podczas toczenia się szybowca po lotnisku

| Start | Lądowanie | Czas, s | n = | Liczba przekroczeń współczynników obciążenia | | | | | | | | | | | | | Bez balastu wodnego | | |
|-------|-----------|---------|-----|--|------|----|------|----|------|----|-----|-----|-----|-----|----|-----|---------------------|---------------------|----|
| | | | | -3 | -2,5 | -2 | -1,5 | -1 | -0,5 | 0 | 0,5 | 1,5 | 2 | 2,5 | 3 | 3,5 | | 4 | |
| x | x | 16 | | | | | | 0 | 2 | 9 | 20 | 10 | 11 | 3 | 1 | 0 | 1 | Bez balastu wodnego | |
| | | 10 | | | | | | 0 | 3 | 15 | 12 | 7 | 10 | 6 | 8 | 0 | 1 | | |
| | | 10 | | | | | | 0 | 4 | 8 | 9 | 6 | 8 | 7 | 1 | 3 | 1 | | |
| | | 9 | | | | | 1 | 6 | 8 | 9 | 7 | 8 | 7 | 3 | 4 | 0 | | | |
| | | 8 | | | | | 0 | 10 | 9 | 11 | 6 | 3 | 1 | 0 | 0 | | | | |
| | | 8 | | | | | 0 | 5 | 8 | 10 | 12 | 8 | 4 | 4 | 0 | 0 | | | |
| | | 8 | | | | | 0 | 1 | 13 | 14 | 9 | 9 | 5 | 6 | 0 | 2 | | | |
| x | x | 11 | | | | | | 0 | 3 | 10 | 13 | 12 | 9 | 5 | 5 | 3 | 0 | | |
| | | | | | | | | 1 | 24 | 81 | 96 | 74 | 40 | 29 | 10 | 5 | | | |
| | | | | | | | | | | | | | | | | | | | |
| | | | | | | | | | | | | | | | | | | | |
| | | Σ | | | | | | | | | | | | | | | | | |
| x | x | 13 | | 0 | 1 | 2 | 3 | 6 | 7 | 13 | 32 | 15 | 10 | 7 | 2 | 3 | 0 | Z balastem wodnym | |
| | | 10 | | 0 | 0 | 0 | 2 | 2 | 3 | 10 | 8 | 13 | 8 | 10 | 5 | 2 | 1 | | |
| | | 13 | | 2 | 3 | 4 | 6 | 9 | 12 | 14 | 18 | 9 | 6 | 4 | 9 | 1 | 0 | | |
| | | 20 | | 0 | 1 | 3 | 6 | 5 | 10 | 12 | 17 | 13 | 15 | 15 | 10 | 4 | 2 | | |
| | | 11 | | 0 | 1 | 3 | 6 | 5 | 10 | 12 | 11 | 7 | 12 | 7 | 7 | 4 | 2 | | |
| | | 13 | | 1 | 3 | 6 | 9 | 10 | 11 | 18 | 12 | 15 | 12 | 8 | 12 | 3 | 3 | | |
| | | 13 | | 0 | 0 | 1 | 3 | 3 | 9 | 11 | 13 | 20 | 15 | 5 | 3 | 2 | 1 | | |
| | | 14 | | 0 | 1 | 3 | 4 | 6 | 12 | 15 | 20 | 19 | 13 | 14 | 5 | 1 | 2 | | |
| | | 15 | | 0 | 0 | 3 | 1 | 4 | 9 | 11 | 20 | 23 | 12 | 7 | 9 | 0 | 2 | | |
| | | 16 | | 3 | 3 | 5 | 9 | 16 | 9 | 15 | 16 | 8 | 22 | 8 | 8 | 5 | 2 | | |
| | | 20 | | 0 | 0 | 0 | 1 | 3 | 7 | 28 | 17 | 19 | 19 | 19 | 5 | 1 | 1 | | |
| | | | | Σ | 6 | 12 | 27 | 44 | 64 | 97 | 172 | 174 | 161 | 144 | 94 | 75 | 26 | | 16 |

Współczynniki obciążenia osiągają wartości dodatnie i ujemne, dając w konsekwencji widmo obciążeń pulsujących wokół średniego poziomu obciążenia. Charakter widma obciążeń wykazuje wyraźne różnice dla konfiguracji z balastem i bez balastu wodnego. W celu scharakteryzowania widma obciążeń powtarzalnych, stworzono funkcję udziału przekroczeń poszczególnych poziomów obciążenia K_i w całkowitej liczbie zmian obciążeń K_c w postaci:

$$k_i = K_i / K_c$$

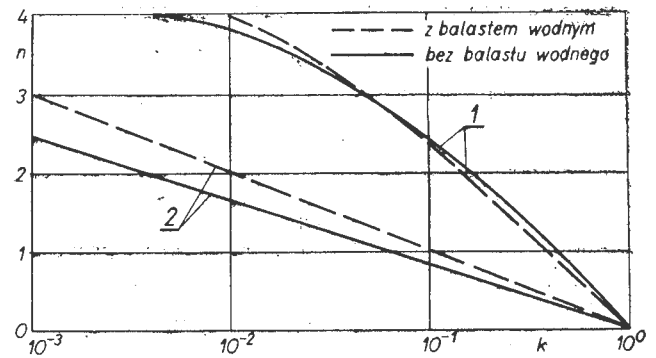
Uzyskaną w pomiarach zależność: $n = f(k_i)$ przedstawiono na rys. 2 dla konfiguracji z balastem i bez balastu wodnego. Na rys. 2 przedstawiono również przebieg tej zależności przyjęty w RFN przy realizacji próby zmęczenia skrzydła szybowca Cirrus [5]. Różnice w przebiegu krzywych dla Cirrusa i dla Jantara Standard 2 wynikają z tego, iż założenia niemieckie dotyczyły startów i lądowań (objętych pomiarami parametrów) na samolotach lekkich, przeprowadzanych z pasów startowych względnie lotnisk o powierzchni utwardzonej. Wyniki te transponowano na teren szybowcowy.

Pomiary prowadzone na szybowcu Jantar Standard 2 zostały wykonane na lotnisku w Bielsku o stosunkowo złej nawierzchni trawiastej, dlatego są one bardziej zbliżone do obciążeń jakich należy spodziewać się w warunkach lądowania w terenie przygodnym lub w warunkach panujących na szybowiskach.

Wnioski

Jednym z przypadków obciążeń, koniecznym do odtworzenia w trakcie realizacji próby zmęczenia skrzydła szybowca, jest zespół widma obciążeń powstających podczas toczenia się szybowca po lotnisku w fazie startu i lądowania. Opracowanie widma wymaga zebrania materiału doświadczalnego

uzyskanego z pomiarów przeprowadzonych podczas prób w locie lub podczas eksploatacji obserwowanego sprzętu.



Rys. 2. Zależność $n = f(k_i)$ dla konfiguracji z balastem wodnym i bez oraz jej przebieg przyjęty w RFN i PZL-Bielsko: 1 — wg pomiarów w PZL-Bielsko, 2 — wg założeń niemieckich

Pomiary wykonane w PZL-Bielsko na szybowcu zawodniczym SZD-48-1 Jantar Standard 2 pozwoliły na:

- określenie wielkości współczynników obciążeń i powtarzalności ich pojawiania się,
- ustalenie podstawowej zależności widma obciążeń w postaci funkcji $n = f(k_i)$, tj. udziału liczebności przekroczeń poszczególnych poziomów obciążeń w całkowitej liczności zmian obciążeń,
- porównanie uzyskanych wyników z charakterem widma określonym w publikacjach na temat prób szybowców.

Przedstawione pomiary dotyczą tylko szybowca zawodniczego klasy standard i mogą być reprezentatywne wyłącznie dla szybowców laminatowych tej klasy. Uzyskanie szerszego materiału statystycznego pozwalającego na wprowadzenie uogólnień i wyciągnięcie wniosków co do charakteru widma obciążeń szybowców innych klas wymaga systematycznego prowadzenia pomiarów, podobnych do opisanych powyżej i to zarówno podczas prób fabrycznych egzemplarzy w trakcie procesu certyfikacji, jak i w czasie eksploatacji obserwowanej w aeroklubach, po odpowiednim wyposażeniu szybowców w aparaturę pomiarowo-rejestrującą.

LITERATURA

1. W. STAFIEJ: Flight Measured Load Factors. *Aero Revue* nr 9 i 10, 1973 r.
2. OSTIV Airworthiness Requirements for Sailplanes, Sept. 1976 r.
3. Lufttüchtigkeitsforderungen für Segelflugzeuge und Motorsegler LFSM, 1975 r.
4. Przepisy Budowy Sprzętu Lotniczego. Warszawa, 1979 r.
5. F. FRANZMAYER: Statische und dynamische Festigkeituntersuchungen an einer Tragfläche des Segelflugzeuges Cirrus. *Deutscher Aerokurier* nr 10, 1969 r.
6. W. STAFIEJ: Program próby zmęczenia skrzydła szybowca Jantar SZD-37. *Technika Lotnicza i Astronautyczna* nr 7, 1973 r.
7. Sprawozdanie z pomiarów przeciążeń podczas startu i lądowania szybowca SZD-48-1 Jantar Standard 2. Sekcja Badań w Locie PZL-Bielsko. Sprawozdanie nr 182.

BADANIA AEROHYDRODYNAMICZNE

- 1 — badanie na modelach, b. modelowe
- 2 — b. tunelowe, b. w tunelu aerodynamicznym
- 3 — b. z uwzględnieniem aerosprężystości
- 4 — b. modelu swobodnie latającego
- 5 — b. korkociągowe
- 6 — b. modeli katapultowanych
- 7 — b. modeli (swobodnie) spadających
- 8 — b. na sankach rakietowych, b. na wózku rakietowym
- 9 — b. w locie, b. w powietrzu
- 10 — b. w basenie holowniczym
- 11 — b. dzielności morskiej, b. pływalności
- 12 — dynamometr oporowy
- 13 — wywoływacz fal, wytwarzacz f.
- 14 — metoda modeli dynamicznie podobnych
- 15 — metoda analogii
- 16 — m. a. elektrycznej
- 17 — m. a. hydraulicznej
- 18 — m. wizualizacji przepływu
- 19 — m. pyłowa
- 20 — m. dymowa
- 21 — m. chorągiewek, m. nitek
- 22 — m. iskrowa
- 23 — m. cieniowa
- 24 — m. „schlieren”
- 25 — waga aerodynamiczna
- 26 — w. o 6 składowych, w. o 6 stopniach swobody
- 27 — w. o 3 składowych, w. o 3 stopniach swobody
- 28 — wyłączenie (wagi), unieruchomienie w., aretaż w.
- 29 — łożysko powietrzne
- 30 — waga samopisząca
- 31 — w. tensometryczna
- 32 — w. pretowa, w. wspornikowa
- 33 — w. dla pomiaru momentów przechyłających
- 34 — w. dla p. m. zawiasowych
- 35 — sonda ciśnieniowa
- 36 — s. kąta natarcia
- 37 — (s. warstwy przyściennej)
- 38 — s. kierunku przepływu
- 39 — s. termoanemometryczna, termoanemometr
- 40 — s. ciśnienia całkowitego
- 41 — s. grzebieniowa, grzebleń
- 42 — s. kulista, s. sferyczna
- 43 — s. ciśnienia statycznego
- 44 — s. dvmowa
- 45 — s. ciśnienia spiętrzenia, s. ciśnienia całkowitego
- 46 — s. nitkowa
- 47 — manometr cieczowy
- 48 — m. wodny
- 49 — słup wody
- 50 — bateria manometrów
- 51 — wytwornica dymu
- 52 — model aerosprężysty, m. do badań aerosprężystości
- 53 — m. dynamicznie podobny

- 54 — m. do badań przy swobodnym spadaniu
- 55 — m. swobodnie latający
- 56 — m. (s. l.) do badań korkociągu
- 57 — m. połowy rozpiętości (piata)
- 58 — m. zdalnie sterowany
- 59 — m. z napędem
- 60 — podziałka modelu
- 61 — tunel aerodynamiczny
- 62 — t. (a.) okresowego działania
- 63 — t. o działaniu ciągłym
- 64 — t. otwarty, t. przelotowy
- 65 — t. obiegowy, t. o obiegu zamkniętym
- 66 — t. o swobodnym strumieniu
- 67 — t. o zamkniętej przestrzeni pomiarowej, t. o ujętym strumieniu
- 68 — t. indukcyjny, t. inżektorowy
- 69 — t. podciśnieniowy, t. wysokościowy
- 70 — t. nadciśnieniowy
- 71 — t. niskich temperatur, t. z chłodzeniem
- 72 — t. azotowy
- 73 — t. o przepływie płaskim
- 74 — t. dymowy
- 75 — t. korkociągowy
- 76 — t. pionowy
- 77 — t. do badań wpływu podmuchów
- 78 — t. do b. w naturalnej wielkości
- 79 — t. małych prędkości
- 80 — t. dużych prędkości
- 81 — t. do badań w locie swobodnym
- 82 — t. naddźwiękowy
- 83 — rura uderzeniowa
- 84 — adiabatyczna r. u.
- 85 — hipersoniczna r. u.
- 86 — zbiornik sprężonego powietrza
- 87 — z. próżniowy
- 88 — kolektor, konfuzor, dysza
- 89 — stosunek kontrakcji, s. zwężenia
- 90 — dyfuzor
- 91 — kąt (rozwarcia) dyfuzora
- 92 — kolano, naroże
- 93 — kierownice, łopatki kierujące
- 94 — prostownica ulowa, ulownica
- 95 — przestrzeń pomiarowa otwarta, p. p. ze strumieniem swobodnym
- 96 — romboidalna część przepływu nie zakłóconego (w przestrzeni pomiarowej)
- 97 — tłumik hałasu
- 98 — tunel wodny, kanał wodny
- 99 — t. w. wysokiego ciśnienia
- 100 — t. w. kawitacyjny
- 101 — kanał wodny
- 102 — (modelowy) basen holowniczy, b. h. do badań wodnosamolotów

K.D.

EO/28/K/81

ESSAIS AÉROHYDRODYNAMIQUES

- 1 — essai (m) sur maquettes, e. (m) sur modèle
- 2 — e. en soufflerie, e. au. tunel
- 3 — e. aéroélastique
- 4 — e. de modèle volant
- 5 — e. de vrille
- 6 — e. de modèle catapulté
- 7 — e. de m. en chute libre
- 8 — e. au chariot à fusée
- 9 — e. de vol
- 10 — e. au bassin hydrodynamique, e. à la cuve h.
- 11 — e. de tenue en mer, e. d'aptitude à la mer
- 12 — dynamomètre (m) de résistance
- 13 — générateur (m) de houle
- 14 — méthode (f) des maquettes dynamique similaires
- 15 — méthode (f) d'analogie
- 16 — m. (f) d'a. électrique
- 17 — m. d.a. hydraulique
- 18 — m. de visualisation
- 19 — m. de poussière
- 20 — m. de fumée
- 21 — (m. des fils)
- 22 — m. des étincelles
- 23 — m. des ombres
- 24 — m. des stries
- 25 — balance (f) aérodynamique
- 26 — b. (f) à six composants
- 27 — b. à trois c.
- 28 — arrêt (m) de balance
- 29 — palier (m) à gaz
- 30 — b. automatique
- 31 — b. tensométrique
- 32 — b. rigide, b. à mâts
- 33 — b. de roulis, b. girouette
- 34 — b. de moment de charnière
- 35 — sonde (f) de pression
- 36 — s. d'angle d'attaque
- 37 — tube (m) de surface
- 38 — anémoclimètre (m), antenne (f) diverse, sonde (f) clinométrique, s. directionnelle
- 39 — anémomètre (m) à fil chaud
- 40 — antenne (f) de la pression totale
- 41 — sonde (f) en peigne
- 42 — s. sphérique
- 43 — antenne (f) de la pression statique
- 44 — (sonde à fumée)
- 45 — antenne (f) de la pression totale
- 46 — (sonde au fils)
- 47 — manomètre (m) à colonne de liquide
- 48 — m. (m) à eau
- 49 — colonne (f) d'eau
- 50 — batterie (f) des manomètres
- 51 — générateur (m) de fumée
- 52 — maquette (f) pour essais

- d'aéroélasticité, m. de flottement
- 53 — m. pour c. dynamiques
- 54 — m. pour c. de chute libre
- 55 — m. volante
- 56 — m. (libre) pour essais de vrille
- 57 — m. de demi-envergure
- 58 — m. télécommandée, m. téléguidée
- 59 — m. motorisée
- 60 — échelle (f) de maquette
- 61 — soufflerie (f) aérodynamique
- 62 — s. à décharge, ds. intermittente
- 63 — s. à fonctionnement continu
- 64 — s. sans retour, s. à circuit ouvert
- 65 — s. à circuit fermé, s. à retour guidé
- 66 — s. à veine libre, s. (à veine) ouverte
- 67 — s. à v. guidée, s. à v. fermée
- 68 — s. à courant induit, s. à induction
- 69 — s. à densité variable, s. à pression, v., s. à ir densifié
- 70 — (s. à haute pression)
- 71 — s. cryogénique
- 72 — s. à nitrogène
- 73 — s. à écoulement bidimensionnel
- 74 — s. à fumée
- 75 — s. de vrille (libre), s. verticale
- 76 — s. verticale
- 77 — s. à rafals
- 78 — s. vraie grandeur
- 79 — s. à basse vitesse
- 80 — s. à grande v.
- 81 — s. pour essais en vol libre, s. de v. l.
- 82 — s. supersonique
- 83 — tube (m) de choc (avec diaphragme), t. à choc
- 84 — t. de c. adiabatique
- 85 — t. de c. hypersonique
- 86 — réservoir (m) d'air comprimé
- 87 — r. de vide
- 88 — collecteur (m), convergent (m), col (m)
- 89 — rapport (m) de contraction
- 90 — diffuseur (m)
- 91 — angle (m) de conicité d'un diffuseur
- 92 — coude (m)
- 93 — grille (f) d'aubes
- 94 — filtre (m) en nid d'abeilles
- 95 — chambre (f) de (s) mesure (s) ouverte, c. d'essais o.
- 96 — (losange (m) des mesures)
- 97 — filtre (m) acoustique
- 98 — soufflerie (f) à eau
- 99 — s. à eau de haute pression
- 100 — s. à eau de cavitation
- 101 — canal (m) hydrodynamique, bassin (m) h.
- 102 — bassin de carènes, b. (d'essais) des carènes

Wojskowy samolot szkolno-treningowy

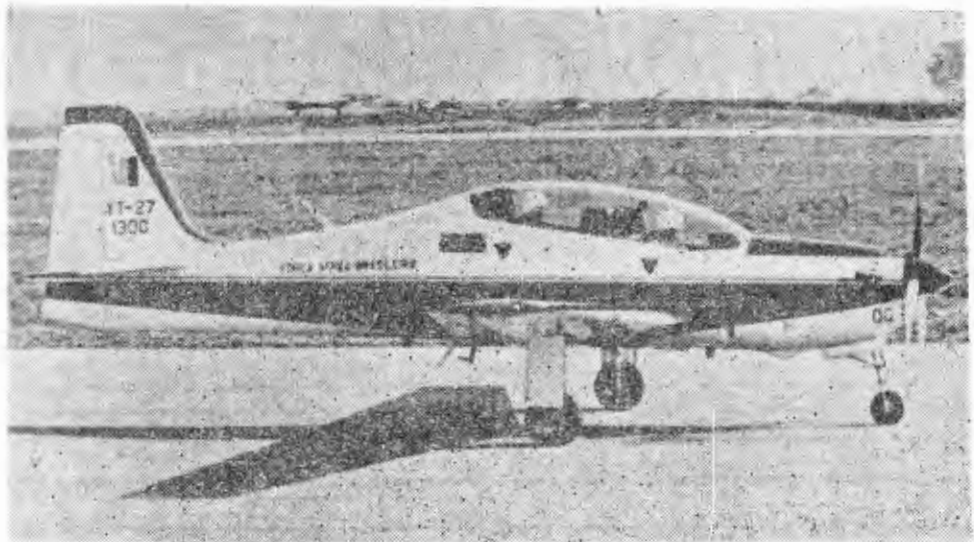
KONSTRUKCJA. Całkowicie metalowy, dwumiejscowy dolnopłat z chowanym podwoziem.

Plat. Obrys trapezowy, profil NACA 63₂A-415 u nasady i NACA 63A-212 przy końcówce, wznios 5,5°, kąt zaklinowania 1°23' u nasady, skreślenie geometryczne 2°12'. Konwencjonalna konstrukcja półskorupowa, jednodźwigarowa, całkowicie metalowa. W noskach skrzydeł przy kadłubie oraz w kesonie między dźwigarem głównym a dźwigarkiem tylnym na zewnątrz od wnęk podwozia znajdują się cztery integralne zbiorniki paliwowe. Pod każdym skrzydłem umieszczone są dwa zaczepy do podwieszania uzbrojenia. W noskach skrzydeł reflektory do lądowania i kołowania. Lotki o stałej ciężkości wyważone masowo, kłapy typu Fowlera. Konstrukcja lotek i klap konwencjonalna, metalowa.

Kadłub. Przekrój owalny, konstrukcja półskorupowa, całkowicie metalowa. Kabina pilotów z miejscami usytuowanymi jedno za drugim. Tylny fotel umieszczony nieco wyżej w celu poprawy widoczności. Oba miejsca pilotów wyposażone w komplet przyrządów i sterownic. Fotele wyrzucane Martin-Baker Mk 8. Pod podłogą kabiny znajdują się podzespoły instalacji paliwowej i hydraulicznej (filtry, zawory). Osłona kabiny jednoczęściowa, oszklenie z pojedynczego głęboko tłoczonego arkusza pleksi. Osłona otwierana jest na boki, na prawą stronę. Za kabiną pilotów umieszczone są zespoły instalacji hydraulicznej, aparatura elektro-radio-nawigacyjna i bagażnik, a nad nimi butle instalacji tlenowej, i zespoły instalacji klimatyzacyjnej. Tylna część kadłuba płynnie przechodzi w usterzenie pionowe, spłaszczając się z boków.

Usterzenie. Usterzenie w układzie klasycznym, obrisy obu usterzeń trapezowe. Konstrukcja metalowa, konwencjonalna. Statecznik pionowy dwudźwigarowy. Ster kierunku jednodźwigarowy, wyważony masowo i odciążony aerodynamicznie. Statecznik poziomy dwudźwigarowy, dwusegmentowy, ster wysokości jednodźwigarowy, odciążony aerodynamicznie i wyważony masowo. Na lewym segmencie steru kłapka wyważająca.

Sterowanie. Sterownice zdwojone. Układy sterowania lotkami, sterem kierunku i sterem wysokości — linkowe, kłapka wyważająca napędzana elektrycznie. Napęd kłap elektryczny; centralny silnik przekazuje napęd na dwa siłowniki śrubowe, wychyłanie obu kłap jest wzajemnie zsynchronizowane, elementami pośredniczącymi są ciężka Teleflex.



Podwozie. Trójzespolowe, chowane hydraulicznie do skrzydeł (główne) i przedziału silnikowego kadłuba (przednie). Koła podwozia głównego zawieszono na półwidelcach, amortyzatory na gołeniach. Koło przednie na widelcu, gołen teleskopowa z amortyzatorem wewnątrz, na gołeni reflektor do kołowania. Podwozie przednie zawieszono no rurowej strukturze tworzącej łożo silnika.

Zespół napędowy. Silnik turbośmigłowy Pratt-Whitney PT6A-25C o mocy maks. 552 kW, trwałej 515 kW i ograniczonej w locie odwróconym do 427 kW (ograniczenie następuje za pośrednictwem kontroli wartości momentu obrotowego silnika). Śmigło trójłopatowe metalowe o stałych obrotach Hartzell. Silnik zawieszony na łożu spawanym z rur. Wyloty z silnika skierowane na boki i do dołu. Osłony silnika metalowe. W dolnej części przedziału silnikowego przewidziane jest miejsce do chowania podwozia przedniego, znajdują się tam także chłodnice oleju, opływane powietrzem doprowadzanym przez wloty typu NACA.

Instalacje. Paliwowa — pozwala na 35 s lotu odwróconego, cztery integralne zbiorniki w skrzydłach o łącznej pojemności 717 l. Możliwość podwieszania zbiorników dodatkowych. Elektryczna — służy do napędu kłap i trymera steru wysokości oraz sterowania innymi instalacjami. Hydrauliczna — służy do chowania i wypuszczenia podwozia.

Wyposażenie. Zestawy przyrządów typowe dla tego rodzaju samolotów, możliwość zmiany na życzenie odbiorcy.

Uzbrojenie. Uzbrojenia stałego brak. W skład uzbrojenia podwieszanego mogą wchodzić: dwa zasobniki z karabinami maszynowymi MS 10-21, 22-10A (1 km. + 350 nabojów w każdym zasobniku), cztery bomby Mk 76 po 11,4 kg, cztery bomby Mk 81 po 113,5 kg, cztery zasobniki z siedmioma niekierowanymi pociskami rakietowymi SBAT-37 kal. 37 mm oraz cztery zasobniki z siedmioma niekierowanymi pociskami rakietowymi SBAT-70 kal. 70 mm w różnych zestawach. Istnieje również możliwość podwieszania zbiorników dodatkowych o łącznej pojemności 727 l.

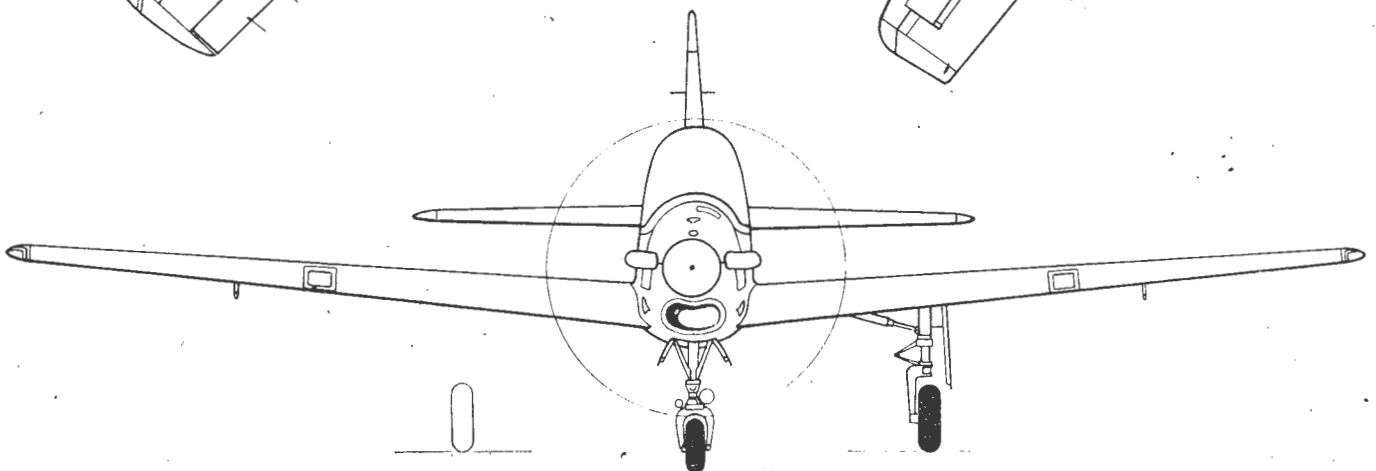
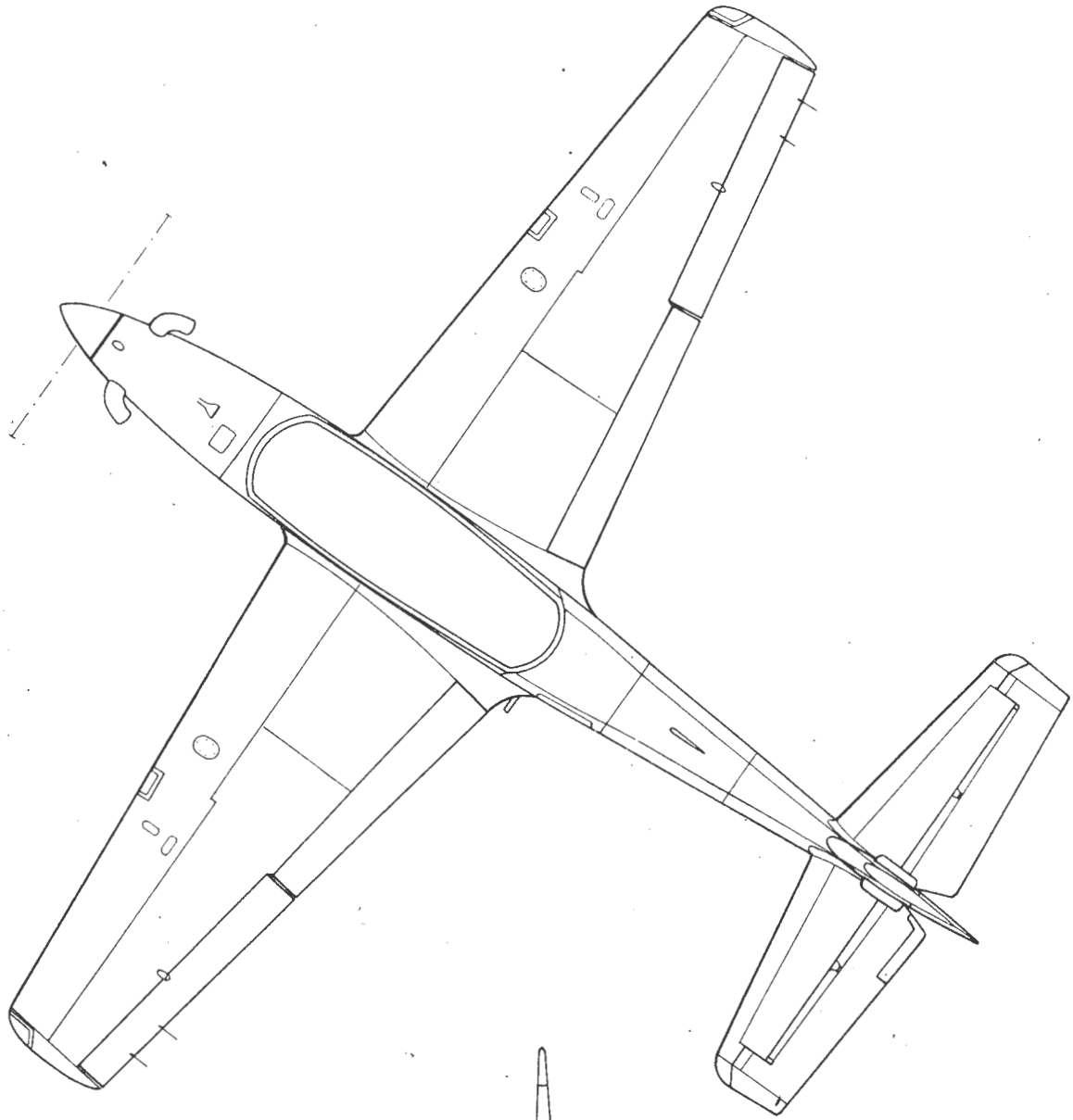
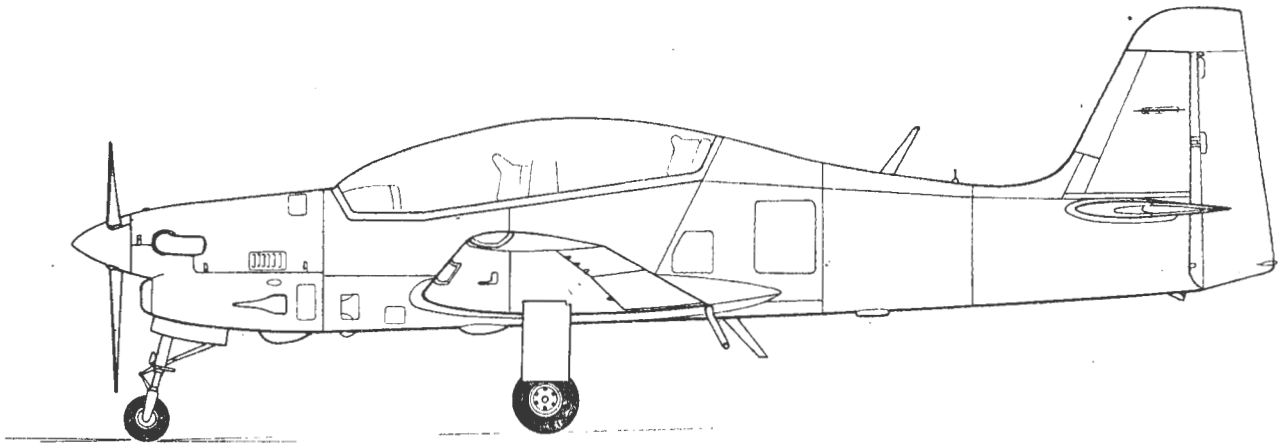
ROZWOJ KONSTRUKCJI. EMB-312 jest następcą używanego przez lotnictwo Brazylii samolotu Neiva T-25 Universal. W fazie projektu wstępnego rozpatrywano wersję z silnikiem tłokowym (EMB-110) i odrzutowym (EMB-311). W rezultacie w 1977 r. skierowano do realizacji trzeci projekt (EMB-312) z napędem turbośmigłowym. Oblot prototypu odbył się 19 sierpnia 1980 r. W produkcji samolotu wykorzystano doświadczenia nabyte podczas dostaw kooperacyjnych do samolotu F-5 (klejenie metalu, frezowanie chemiczne, obróbka skrawaniem na obrabiarkach sterowanych numerycznie). Lotnictwo brazylijskie złożyło pisemne zamówienie na 168 maszyn (nadano im oznaczenie T-27). Przewidywany jest eksport samolotów EMB-312 do Ameryki Łacińskiej, krajów Trzeciego Świata, a także do Kanady, Australii i RFN. Docelowa produkcja ma wynosić śledem samolotów miesięcznie.

DANE TECHNICZNE

| | | | |
|-------------------------------|-------------------------|--------------------------------------|-----------------------|
| Rozpiętość | 11,09 m | Prędkość dopuszczalna | 600 km/h |
| Długość | 10,15 m | Prędkość maks. (H = 3930 m) | 457 km/h (482 km/h) * |
| Wysokość | 3,40 m | Prędkość przelotowa maks. | 438 km/h (455 km/h) * |
| Ciężka skrzydła u nasady | 2,30 m | Prędkość przeciągnięcia (bez kłap) | 139 km/h |
| Ciężka skrzydła przy końcówce | 1,05 m | Prędkość przeciągnięcia (z kłapami) | 124 km/h |
| Srednia ciężka aerodynamiczna | 1,82 m | Wznoszenie (masa maks.) | 10,8 m/s (13,6 m/s) * |
| Baza podwozia | 3,07 m | Pułap praktyczny | 9936 m |
| Rozstaw podwozia | 3,66 m | Rozbieg (H = 0) | 290 m |
| Szerokość kadłuba maks. | 0,92 m | Start na 15 m (H = 0 ISA) | 505 m (391 m) * |
| Rozpiętość usterzenia | 4,30 m | Lądowanie z 15 m (jw.) | 240 m |
| Prześwit śmigła | 0,25 m | Dobieg (H = 0) | 240 m |
| Powierzchnia skrzydła | 19,00 m ² | Zasięg maks. | 2113 km (1980 km) * |
| Powierzchnia lotek | 1,75 m ² | Współczynniki obciążenia konstrukcji | n = +6 do -3 |
| Powierzchnia kłap | 2,61 m ² | | |
| Masa startowa maks. | 2350 kg | | |
| Masa maks. na podwieszeniach | 600 kg | | |
| Obciążenie powierzchni | 124,2 kg/m ² | | |
| Obciążenie mocy | 5,39 kg/kW | | |

*) bez ograniczenia momentu

T.M.



Samolot turystyczno-sportowy

KONSTRUKCJA. Jednosilnikowy, dwumiejscowy zastrzałowy grzbietopłat ze stałym podwoziem, o konstrukcji mieszanej.

Płat. Obrys prostokątno-trapezowy, profil NACA 23012 stały w części o obrysie prostokątnym zmienia się w części trapezowej płynnie przechodząc w NACA 4412 przy końcówce. Część trapezowa skrzydła geometrycznie $\alpha -2^\circ$. Wzrost 1° . Konstrukcja dwudzielna, drewniana, jednodźwigarowa z dźwigarkiem pomocniczym skośnym. Dźwigary skrzynkowe, pasy sosnowe, ścianki ze sklejk bukowej. Żebra kratownicowe, klejone z listew świerkowych. Keson noskowy pokryty sklejka o stopniowo zmiennej grubości $1,5 \pm 0,8$ mm, pokrycia podklejone pianką polistyrenową w celu poprawy stateczności. Za dźwigarem skrzydło pokryte jest tkaniną. Lotki różnicowe szczelinowe, oś obrotu poniżej profilu. Szkielet lotek drewniany, pokrycie płócienne. Klap brak. Zastrzały wykonane z rur stalowych o przekroju kropłowym. Na lewej lotce ustawiana na ziemi klapka wyważająca.

Kadłub. Konstrukcja mieszana. W części przedniej strukturę nośną tworzy kratownica spawana z rurek stalowych, osłonięta płytami pokryć duralowych, mocowanymi do niej śrubami. Tylne części kadłuba półskorupowa drewniana, tworzy jedną całość ze statecznikiem pionowym. Szkielet tylnych części kadłuba tworzy 6 podłużnic i 7 wręg, pokrycie ze sklejk bukowej o grub. $1,2 \pm 1,5$ mm usztywnionej podłużnymi płytami z pianki polistyrenowej. Obie części kadłuba połączone są w sześciu punktach. W przedniej części kadłuba mieści się kabina z miejscami załogi, jedno za drugim. Wejście do kabiny z prawej strony kadłuba; drzwi typu samochodowego (z możliwością awaryjnego zrzutu). Oszklenie ze szkła organicznego, w górnej części kadłuba sięga ono do $2/3$ cięciwy skrzydła. Fotel przedni przesuwany, z szybką blokadą.

Usterzenie. Usterzenie w układzie klasycznym, obrysy usterzeń trapezowe, konstrukcja jednodźwigarowa. Stateczniki pokryte sklejka, stery — tkaniną. Stery wyważone masowo, ster kierunkowy odciążony aerodynamicznie. Na sterze wysokości klapka wyważająca. Statecznik poziomy podparty od góry zastrzałami.

Sterowanie. Komplet sterownic (drążek i pedały) przed pierwszym fotelem; układy sterowania linkowe.



Podwozie. Klasyczne, z kółkiem ogonowym. Podwozie główne typu piramidkowe utworzone jest przez teleskopową goleń główną z amortyzatorem olejowo-mechanicznym wewnątrz, podpartą zastrzałami. Koła wyposażone w mechaniczne hamulce bębnowe. Podwozie tylne sterowane, z amortyzatorem olejowo-powietrznym.

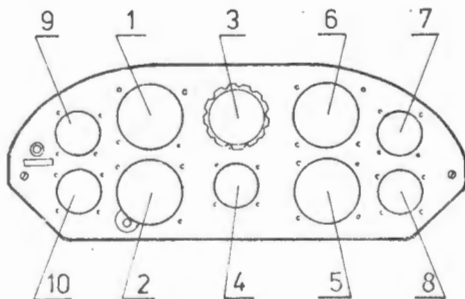
Zespół napędowy. Czterocylindrowy, płaski, chłodzony powietrzem silnik gaźnikowy Praga D-1 o mocy maks. 55 kW, przy obrotach $44,2 \text{ s}^{-1}$ (2652 obr./min) i trwałej 41 kW przy obrotach 40 s^{-1} (2400 obr./min). Pojemność skokowa silnika 2830 cm^3 . Śmigło stałe, drzewiane, dwułopatowe o średnicy 1,60 m. Silnik zawieszony na łożu z rur stalowych. Cylindry silnika wystają z

osłon i strumień zaśmigłowy bezpośrednio opływa.

Instalacje. Paliwowa — dwa zbiorniki o łącznej pojemności 60 l, zbiornik przedni znajduje się przed tablicą przyrządów, tylny — za fotelem pasażera. Elektryczna — akumulator zasilający odbiorniki pokładowe.

Wyposażenie. Prędkościomierz LUN 110i, wysokościomierz LUN 121i, busola, zakrętomierz z chylomierzem, wariometr LUN 1145, obrotomierz LUN 1301, dwuwskazówkowy manometr paliwa i oleju LUN 1442, termometr T 856, zegar czasowy, woltoamperomierz VA 240, radiostacja Tesla LS-4.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Samolot został zaprojektowany przez dwóch inżynierów lotniczych, pracowników zakładów Rudy Letov — Jana Simunka i Jaroslawa Kamarę. Prace projektowe rozpoczęły się w 1969 r. Początkowo budowa była prowadzona w mieszkaniu jednego z konstruktorów (1969–1975 r.), a następnie w zakładach Rudy Letov, gdzie dalsze prace przebiegały pod patronatem miejscowej organizacji młodzieżowej. Samolot ukończono ostatecznie w 1979 r. Oblot odbył się 19 października 1979 r., pilotem był inż. Jan Kobl. Program prób w locie został wykonany pomyślnie, podobnie jak próby wytrzymałościowe i rezonansowe większych części. 5 września 1980 r. samolot został zademonstrowany publicznie. Spełnia on w całości oczekiwania swych twórców — osiągi obliczeniowe i właściwości lotne samolotu zostały całkowicie potwierdzone w próbach.

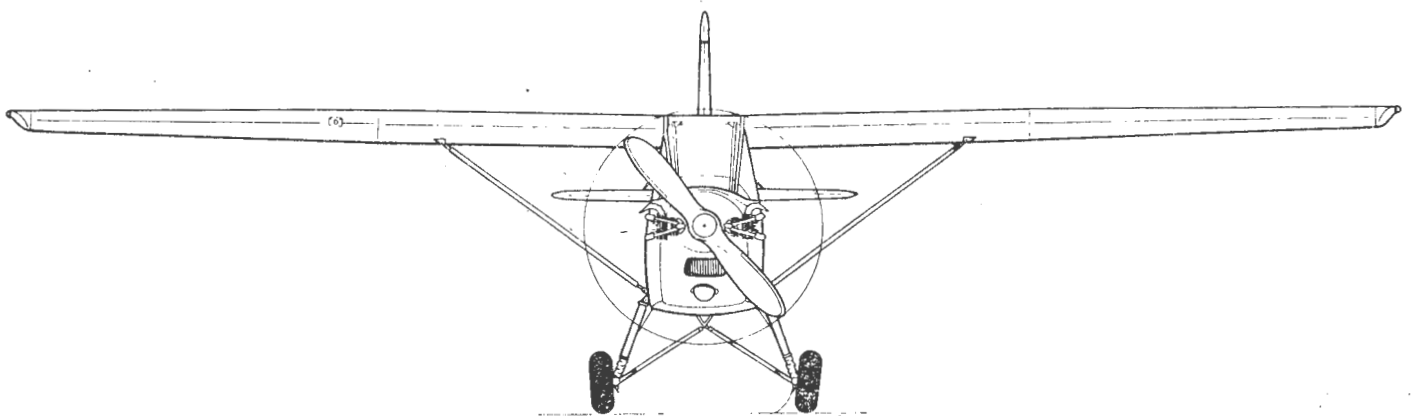
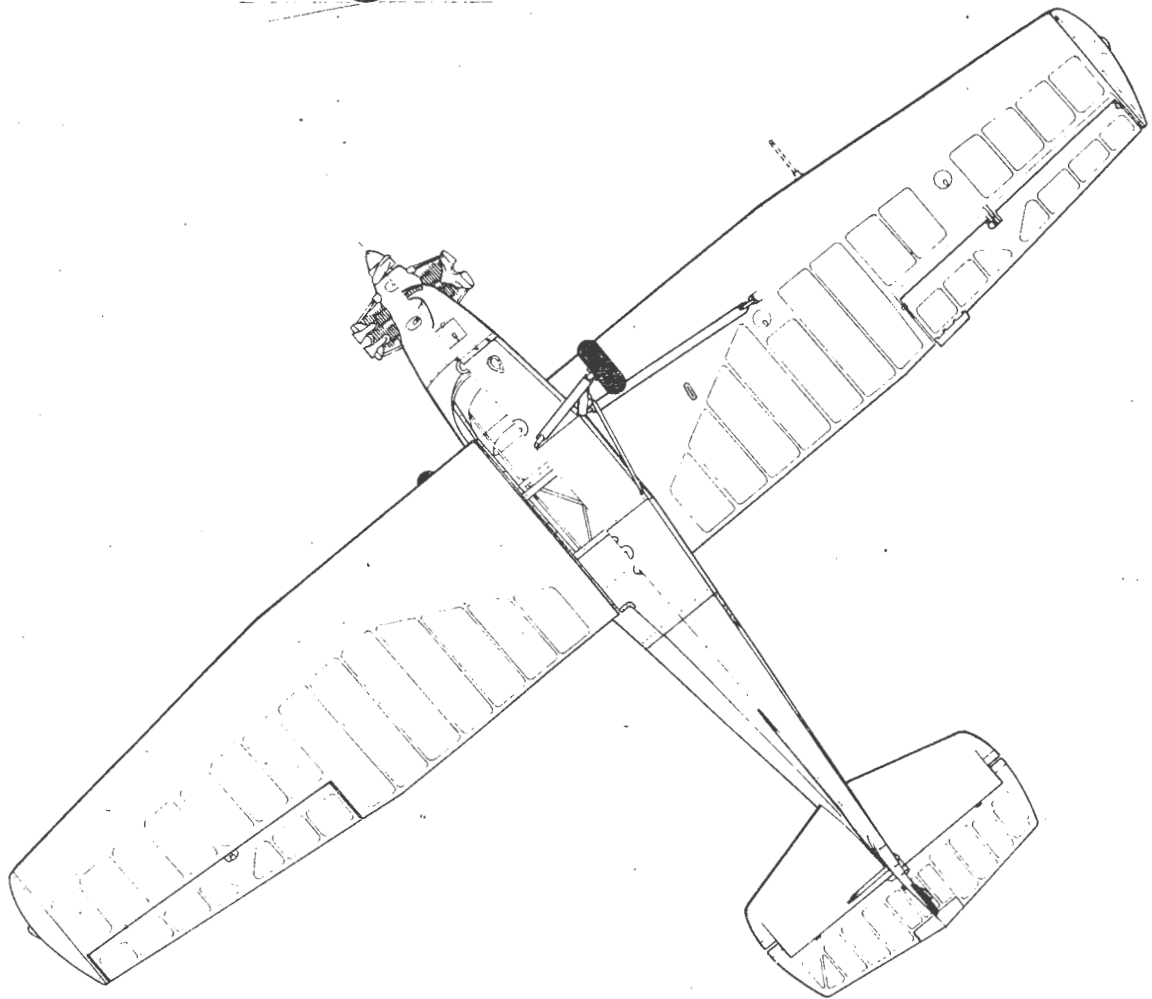
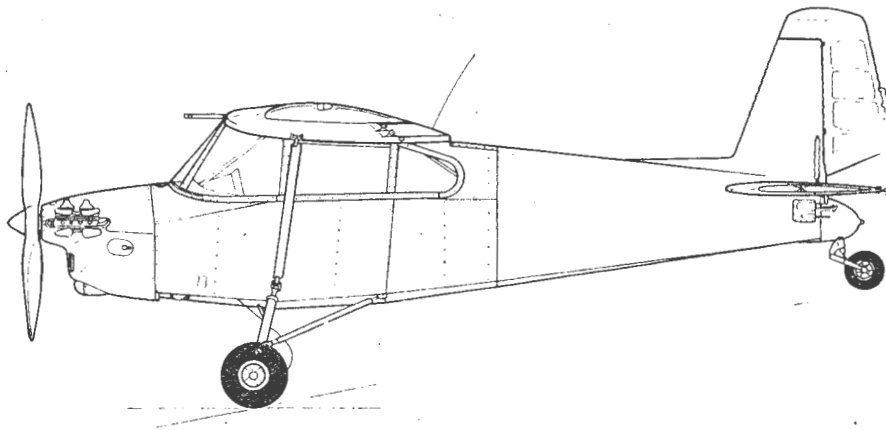


Rys. Tablica przyrządów samolotu SK 1 Trempik: 1 — prędkościomierz, 2 — wysokościomierz, 3 — busola, 4 — zakrętomierz z chylomierzem, 5 — wariometr, 6 — obrotomierz, 7 — manometr dwuwskazówkowy paliwa i oleju, 8 — termometr oleju, 9 — zegar czasowy, 10 — woltoamperomierz

DANE TECHNICZNE

| | |
|------------------------|------------------------|
| Rozpiętość | 9,29 m |
| Długość | 5,93 m |
| Wysokość | 2,27 m |
| Wydłużenie skrzydła | 6,7 |
| Powierzchnia skrzydła | 12,51 m ² |
| Masa startowa maks. | 579 kg |
| Masa własna | 356 kg |
| Masa użyteczna | 175 kg |
| Obciążenie powierzchni | 46,2 kg/m ² |
| Obciążenie mocy | 10,48 kg/kW |
| Prędkość maks. (IAS) | 180 km/h |

| | |
|-----------------------------------|----------------------|
| Prędkość przelotowa (IAS) | 160 km/h |
| Prędkość przeciągnięcia (IAS) | 80 km/h |
| Wznoszenie maks. | 4,5 m/s |
| Wznoszenie (2 osoby) | 3,5 m/s |
| Pułap | 4500 m |
| Zasięg | 600 km |
| Rozbieg | 120 km |
| Dobieg | 150 m |
| Dobieg z hamowaniem kół | 100 m |
| Współczynnik obciążeń konstrukcji | $n = +3,8$ do $-1,9$ |



Obliczenie obciążenia podwozia siłą poziomą podczas lądowania



Pierwsze dotknięcie powierzchni lotniska kołami lądującego samolotu odbywa się w chwili, gdy koła te jeszcze nie obracają się. Wskutek tego występuje ślizganie się opony, trwające aż do chwili, gdy jej prędkość obwodowa stanie się równa prędkości samolotu względem pasa.

Wartość siły poziomej w czasie tego procesu zależy od docisku opony do powierzchni pasa oraz od współczynnika tarcia.

Dla podwozia głównego można z dostateczną dokładnością przyjąć, że podatność konstrukcji podwozia w kierunku poziomym jest równa zeru.

Warunek rozpędzenia koła do odpowiedniej prędkości obrotowej może być przedstawiony w postaci równania:

$$\int_0^t M dt = I_k \cdot \omega \quad (1)$$

gdzie:

M — moment, Nm,

I_k — moment bezwładności koła, kgm^2 ,

ω — prędkość obrotowa koła przy toczeniu się.

Prędkość obrotowa ω może być określona z zależności:

$$\omega = \frac{V_l}{R - \delta} \quad (2)$$

gdzie:

V_l — prędkość lądowania, m/s,

R — promień opony, m,

δ — ugięcie opony w chwili wyrównania prędkości, m.

Należy zwrócić uwagę, że ugięcie δ nie jest równe ugięciu statycznemu, gdyż wyrównanie prędkości może nastąpić przy różnym od statycznego obciążeniu pionowym.

Maksymalna siła pozioma oraz odpowiadająca jej siła pionowa stanowią jeden z istotnych przypadków obciążenia podwozia, dlatego znajomość ich jest konieczna na dość wczesnym etapie projektowania samolotu, gdy brak jeszcze danych niezbędnych do dokładnego rozwiązania równania (1).

Poniżej przedstawiono uproszczony sposób określenia wspomnianych wartości, dający wyniki z „inżynierskim przybliżeniem”, ale nie wymagający długich obliczeń. Sposób ten został podany w pracy „Proczność samolotu — metody normowania rasciżotnych usłowij procznosti samolota”, która pod redakcją akademika A. I. Makarewskiego wydana została przez wydawnictwo „Maszynostrojenije”, Moskwa 1975 r.

W celu rozwiązania równania (1) w sposób uproszczony niezbędne jest wprowadzenie dwóch założeń. Pierwszym z nich jest założenie liniowego przebiegu względem czasu siły pionowej w procesie lądowania. Przebieg ten dobiera się tak, aby czas Δt_l wynosił 60÷70% czasu, odpowiadającego osiągnięciu maksymalnej siły pionowej przez rzeczywiste podwozie. Daje to dobrą dokładność dla początkowej fazy uginania się podwozia — najbardziej interesującą ze względu na przebieg rozpędzania koła. Czas ugięcia podwozia o wielkość pełnego skoku wyraża się wzorem:

$$t_{st} = \sqrt{\frac{2 \cdot S_{st}}{g \cdot \eta \cdot n}} \quad (3)$$

gdzie:

S_{st} — pełny skok amortyzacji podwozia, m,

g — przyspieszenie ziemskie, m/s^2 ,

η — współczynnik wypełnienia wykresu amortyzacji,
 n — maksymalny współczynnik obciążenia pionowego podczas lądowania.

Jeżeli przyjąć $\Delta t_l = \frac{t_s}{1,2}$ to:

$$\Delta t_l = 0,38 \sqrt{\frac{S_{st}}{n_y}} \quad (4)$$

co odpowiada $\eta = 1$, ale taki współczynnik przyjęto w pracy źródłowej do dalszych obliczeń.

Drugim ze wspomnianych założeń jest liniowa względem czasu zmienność współczynnika tarcia w procesie rozpędzania koła.

Przyjmuje się $\mu_t = 0,5 \mu$ dla $t = 0$ oraz $\mu_t = \mu$ dla $t = \Delta t_x$, tj. w chwili wyrównania prędkości.

Zatem

$$\mu_t = 0,5 \mu \left(1 + \frac{t}{\Delta t_x} \right) \quad (5)$$

Moment obrotowy oblicza się ze wzoru:

$$M = P_x (R - \delta_t) \quad (6)$$

gdzie: δ_t jest chwilową wielkością ugięcia opony

$$\delta_t = \frac{P_{yt}}{k}$$

Przez k oznaczono tu sztywność opony

$$P_{yt} = k \cdot \delta_t$$

$$P_y = n_y \cdot P_x$$

$$P_{yt} = \frac{n_y \cdot P_{st} \cdot t}{\Delta t_l} = a \cdot t \quad (7)$$

wprowadzono oznaczenie $a = \frac{n_y \cdot P_{st}}{\Delta t_l}$

Siła pozioma (chwilowa) wyraża się wzorem:

$$P_{xt} = P_{yt} \cdot \mu_t = 0,5 \cdot a \cdot t \cdot \mu \left(1 + \frac{t}{\Delta t_x} \right) \quad (8)$$

zaś moment rozpędzający koło

$$M = 0,5 \cdot a \cdot t \cdot \mu \left(1 + \frac{t}{\Delta t_x} \right) \left(R - \frac{a \cdot t}{k} \right) \quad (9)$$

Prędkość kątowna, jaką uzyskuje koło w chwili zakończenia procesu rozpędzania, wynosi:

$$\omega = \frac{V_{lad}}{R - \frac{a \Delta t_x}{k}} \quad (10)$$

Po podstawieniu do wzoru (1) zależności (9) i (10), wykonaniu całkowania i niezbędnych dalszych przekształceń, otrzymuje się równanie czwartego stopnia względem Δt_x :

$$(\Delta t_x)^4 - C_1 \frac{k \cdot R}{a} (\Delta t_x)^3 + C_2 \frac{R^2 \cdot k^2}{a^2} = C_3 \frac{k^2 \cdot J_k \cdot V_l}{a^3 \cdot \mu} \quad (11)$$

gdzie:

$$C_1 = 2,42857$$

$$C_2 = 1,42857$$

$$C_3 = 3,43857$$

Jeżeli oznaczyć przez Δn_x stosunek maksymalnej siły poziomej do reakcji statycznej:

$$\Delta n_x = \frac{\mu \cdot P_y}{P_{st}} \quad (12)$$

ale $P_y = a \cdot \Delta t_x$

to

$$\Delta t_x = \frac{P_{st}}{a \cdot \mu} n_x \quad (13)$$

Po podstawieniu (12) do (11) równanie to przyjmie postać:

$$n_x^4 - C_1 \gamma n_x^3 + C_2 \gamma^2 n_x^2 = C_3 \frac{\gamma^3 J_k \cdot V_1 \cdot a}{k \cdot R^3 \cdot P_{st}} \quad (14)$$

gdzie: $\gamma = \frac{k \cdot R \cdot \mu}{P_{st}}$

Prawa strona równania zawiera zmienną a , charakteryzującą przebieg wzrostu siły pionowej podczas lądowania

samolotu. Po podstawieniu $a = \frac{n_y \cdot P_{st}}{\Delta t_1}$

$$n_x^4 - C_1 \gamma n_x^3 + C_2 \gamma^2 n_x^2 = C_3 \frac{\gamma^3 J_k \cdot V_1 \cdot n_y}{k \cdot R^3 \cdot \Delta t_1} \quad (15)$$

Jeżeli użyć zależności (4), prawa strona przyjmuje postać:

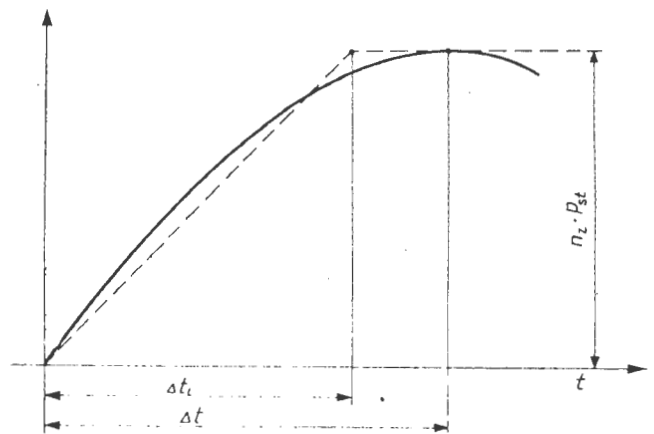
$$\frac{C_3}{0,38} \cdot \frac{\gamma^3 J_k \cdot V_1 \cdot n^{3/2}}{k \cdot R^3 \cdot S_{st}^{1/2}} \quad (15')$$

Należy podkreślić, że równanie (15) nie zawiera jeszcze założenia co do prędkości opadania, zatem może być stosowane do analizy np. wpływu prędkości opadania na wielkość n_x .

Rozwiązanie równania (15) lub (15') praktycznie można znaleźć metodą graficzną (sporządzając wykres przebiegu wielkości po lewej stronie w funkcji n_x i odnajdując jego punkt przecięcia z prostą reprezentującą stronę prawą) albo metodą iteracji przy użyciu kalkulatora programowego.

Ten ostatni sposób zapewnia bardzo szybką zbieżność przy użyciu następującego prostego algorytmu:

— obliczenie strony lewej L dla przyjętego n_x , np. 2,



— obliczenie strony prawej P ,

— obliczenie stosunku $L/P = C$,

— obliczenie n'_x (nowej wartości n_x)

$$n'_x = 2n_x / (C + 1)$$

Dokładne rozwiązanie — w praktyce niżej podpisanego — było osiągane w piątej — siódmej iteracji.

Obliczenie n_x pozwala znaleźć zarówno P_x , jak P_y i Δt_x z zależności:

$$P_x = n_x \cdot P_{st}$$

$$P_y = \frac{P_x}{\mu}$$

$$\Delta t_x = \frac{P_{st}}{a \cdot \mu} n_x$$

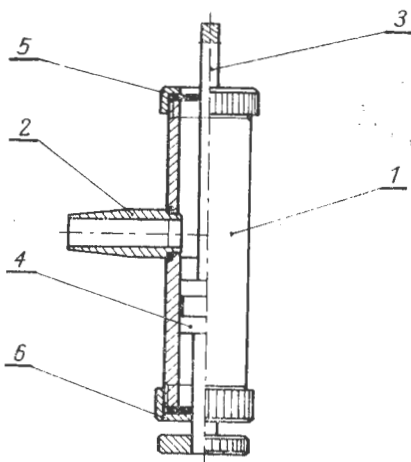
Wg literatury, stanowiącej źródło niniejszego opracowania, wielkości n_x na ogół nie przekraczają wartości $2,0 \div 2,1$.

EO/281K/81

Opracował: mgr inż. A. Kardymowicz

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

● Centralny Wojskowy Ośrodek Badawczy Paliw Płynnych w Warszawie zgłosił do opatentowania przyrząd do pobierania próbek cieczy ze zbiorników statków powietrznych (autor W. Ostaszewski). Przed-



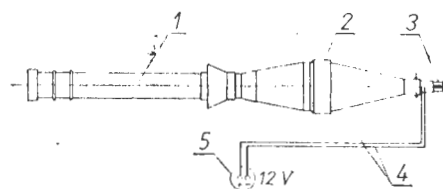
miotem wynalazku jest przyrząd, w którym nie występują straty cieczy i który eliminuje zanieczyszczenie cieczy.

Przyrząd ma tuleję cylindrową 1, zaopatrzoną w króciec spustowy 2, wewnątrz której znajduje się pręt dociskowy 3 osad-

zony na tłoku ślizgowym 4. Tuleja cylindryczna 1 ma zamocowane uszczelnienie 5 zażworu zbiornika oraz uszczelnienie 6 pręta dociskowego 3. Przyrząd stosuje się do pobierania próbek cieczy oraz opróżniania zbiorników statków powietrznych, zwłaszcza w samolotach odrzutowych, wyposażonych w olejowe układy hydrauliczne znajdujące się pod ciśnieniem.

Wynalazek, omówiony w BUP nr 25/1979 r., w klasie G01N, pod nr P.212029 T, chroniony jest dwoma zastrzeżeniami.

● Wojskowy Instytut Techniczny Uzbrojenia w Zielonce k. Warszawy zgłosił do ochrony wzór użytkowy imitatora celu powietrznego (autorzy: Z. Połoński, E. Jurkiewicz, K. Czarnopyś i K. Leś), przeznaczonego do szkolenia operatorów kinoteodolitów i strzelców-operatorów pocisków przeciwlotniczych.



Imitator składa się z silnika raketowego marszowego 1 i głowicy 2 granatu przeciwpancerneho elaborowanej materiałem objętym. W przedniej części głowicy 2 osadzony jest na stałe smugacz 3 wraz z przewodami 4 zapewniającymi połączenie elektryczne ze źródłem prądu stałego 5.

Wzór, opublikowany w BUP nr 25/1979 r., w klasie F42B, pod nr W. 61185, chroniony jest, trzema zastrzeżeniami.

● Zarząd Lotniskowy Wojsk Lotniczych zgłosił do opatentowania wynalazek pt. Masa bitumiczno-epoksydowa do zabezpieczenia, regeneracji i naprawy sztucznych nawierzchni drogowych, zwłaszcza lotnisk (autorzy: J. Bil, S. Kozieł, B. Filar i W. Bodytko).

Przedmiotem wynalazku jest masa bitumiczno-epoksydowa zawierająca kruszywo mineralne i lepiszcze w postaci żywicy epoksydowej z asfaltem modyfikowanym cyklokauczukiem, przy czym ilość lepiszcza w stosunku do kruszywa wynosi $15 \div 20\%$ wagowych, zaś lepiszcze zawiera 33% wagowych żywicy epoksydowej i 67% wagowych asfaltu modyfikowanego cyklokauczukiem.

Receptura wynalazku, opublikowana w BUP nr 24/1979 r., w klasie C04B, pod nr P.210567 T, chroniona jest dwoma zastrzeżeniami.

Lotnicza działalność techniczna Polaków w Turcji podczas II wojny światowej

Cz. II. Konstrukcje własne

Prof. mgr inż. LESZEK DULĘBA
Politechnika Warszawska

Od pierwszej chwili organizowania wytwórni ambicją dyr. Wędrychowskiego było budowanie samolotów własnej konstrukcji. Z jednej strony zapewniało to utrzymanie zebranej grupy konstruktorów w „treningu” i pozwalało na poszukiwanie nowych rozwiązań, z drugiej strony było dobrą szkołą dla młodych inżynierów tureckich i dawało podstawy dalszego rozwoju wytwórni.

Szybowiec transportowy THK-1

Już w 1941 r. biuro konstrukcyjne przeznaczyło połowę swych rozporządzalnych roboczogodzin na projektowanie. Jako temat wybrano szybowiec transportowy do lotów holowanych, było to przecież zaraz po desancie niemieckim na Kretę, więc temat wydał się bardzo aktualny. Poza tym Liga odczuwała brak silników do eksploatowanych samolotów, trudno było więc zabierać je do prototypów

Szybowiec oznaczony THK-1 całkowicie drewniany, w układzie dolnopłata miał udźwig ok. 1000 kg (dziesięciu żołnierzy z uzbrojeniem). Projektowanie z jednoczesnym wykonywaniem części na warsztacie trwało jeszcze przez 1942 r. i prace zakończeniowe wykonano w 1943 r. Na projektowanie zużyto w biurze konstrukcyjnym 29 000 roboczogodzin. Duża ich liczba spowodowana była tym, że była to pierwsza praca zespołu, jednocześnie przeszkalano techników i kreslarzy tureckich, tworzone podstawy opisywania technicznych rysunków samolotów w języku tureckim.

Szybowiec otrzymał konstrukcję drewnianą, zarówno ze względu na tradycję i doświadczenia w tym względzie w budowie szybowców, jak i z powodu ograniczonych możliwości technicznych wytwórni a także doświadczenia konstruktorów. Kadłub szybowca był półskorupowy z wręgami eliptycznymi. Kabina załogi była dla dwóch pilotów, dlatego też otrzymała podwójne sterownice. Szybowiec był 12-miejscowy. Drzwi do kabiny znajdowały się w przodzie i tyle kadłuba. Płozą szybowca była amortyzowana piłkami futbolowymi. Do startu służyły dodatkowe koła. Szybowiec był wolnonośnym dolnopłatem. Skrzydło było dwudźwigarowe kryte sklejką. Stateczniki o konstrukcji drewnianej były pokryte sklejką, zaś stery — kryte płótnem. Rozpiętość skrzydeł była rzędu 26 m.

Niestety wojsko nie zainteresowało się tym szybowcem (istniały jakieś tarcia personalne między kierownictwem Ligi a Dowództwem Lotnictwa) i nawet odmówiło udostępnienia samolotu do wyholowania go. Ponieważ Liga nie miała dostatecznie dużego samolotu do holowania szybowca o masie całkowitej nawet bez ładunku ponad 1000 kg, szybowiec nie został oblatany, chociaż był gotowy do lotu w 1943 r. Przechowywany na wolnym powietrzu z braku miejsca w hangarze, po roku uległ zniszczeniu od wpływów atmosferycznych: zimą były duże mrozy i śniegi, latem wielkie upały i nasłonecznienie przy różnicach temperatur dnia i nocy ponad trzydzieści stopni i silnej rosie.

Samolot akrobacyjny THK-2

W latach 1943÷1944 skonstruowano samolot treningowo-akrobacyjny THK-2. Układ całości projektowali: inż. Rogalski, inż. Teisseyre i inż. Dulęba. Kadłub (z usterzeniami) projektował inż. Teisseyre, skrzydło i podwozie

inż. Dulęba i inż. Rogalski. Samolot był jednoosobowy z silnikiem Gipsy Major 99 kW (135 KM). Konstrukcja całkowicie drewniana pokryta płótnem. Skrzydło wolnonośne o obrysie eliptycznym. Współczynnik obciążenia niszczącego $n = 12$ pozwalał na pełną akrobację.

DANE TECHNICZNE

| | | | |
|-------------|---------------------|-----------------------------|----------|
| Rozpiętość | 8,0 m | Prędk. maks. przy ziemi | 265 km/h |
| Długość | 7,0 m | Prędk. przel. przy 60% mocy | 220 km/h |
| Wysokość | 2,1 m | Prędk. min. z klapami | 80 km/h |
| Pow. nośna | 11,2 m ² | Dopuszcz. prędk. nurkowania | 500 km/h |
| Masa własna | 490 kg | Wznoszenie przy ziemi | 7 m/s |
| Masa pilota | 90 kg | Pułap praktyczny | 6000 m |
| Masa paliwa | 80 kg | Zasięg | 700 km |
| Masa cała | 660 kg | Czas lotu | 3,5 h |

Samolot miał klapy krokodylowe, nastawną w locie klapkę wyważającą na sterze wysokości, podwozie z kółkiem ogonowym ręcznie chowane w skrzydło. Skrzydło jednodźwigarowe z przednią częścią krytą sklejką, stery i lotki spawane z rurek stalowych, kryte płótnem i skorupowy sklejkowy kadłub o przekroju owalnym nie odbiegały od rozwiązań typowych. Jedynie podwozie miało układ składania niespotykany. Kółko łańcuchowe z ręczną korbą w kabine pilota napędzała rurę skrętną biegnącą wzdłuż dźwigara skrzydłowego. Na końcach rury znajdowały się dwa ślimaki. Na końcach wolnonośnych goleni amortyzacyjnych podwozia były sztywno z nimi połączone dwie ślimacznice o osiach tak w przestrzeni nachylonych, aby



Rys. 1. Szybowiec THK-1 w budowie



Rys. 2. Szybowiec transportowy THK-1



Rys. 3. Szybowiec THK-1. Widoczne zespoły podwozia startowego pod skrzydłami



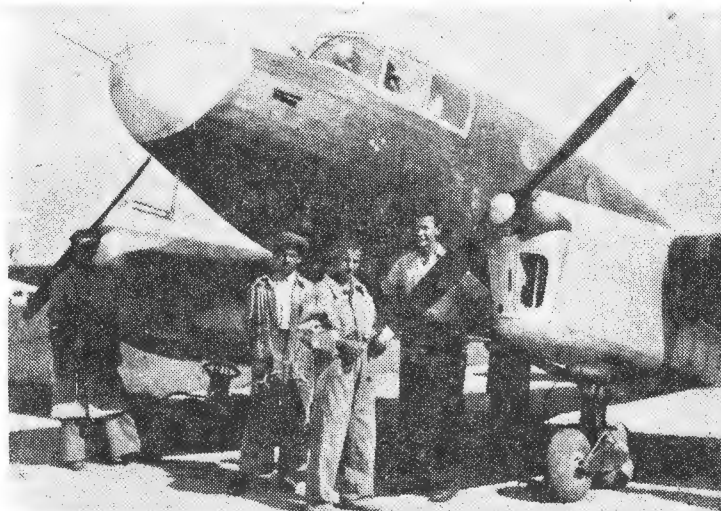
Rys. 4. Prototyp samolotu akrobacyjnego THK-2

przy składaniu podwozia przez obrót dokoła tych osi w krańcowym położeniu koło płasko leżało wewnątrz skrzydła, zaś amortyzator pod skrzydłem równoległy do kierunku lotu. Ponieważ oś obrotu goleni podwozia i związanej z nią ślimacznicy nie była prostopadła do osi ślimaków, tzn. oś ślimaka nie leżała w płaszczyźnie ślimacznicy, zażebienie musiało być wykonane na zasadzie kół zębatach o osiach względem siebie wchrowatych i zębach skośnych. Blokowanie następowało przez oparcie się o piastę ślimaka ostatniego, wyższego zęba ślimacznicy i unieruchomienie obrotu rury skrętnej ze ślimakami w kabine pilota po wypuszczeniu podwozia. Zaletą tego układu była możliwość całkowitego schowania koła we względnie cienkim profilu skrzydła i mała liczba wzajemnie ruchomych części, tylko po dwa łożyska na osiach składania podwozia i łożyskowania rury skrętnej i kółka zębatego. Natomiast wadą była dość duża masa ślimaka, ślimacznicy z uchwytem goleni podwozia i ich łożyskowań oraz to, że koło w chwili wchodzenia do wnętrza skrzydła miało ruch nie prostopadły do jego powierzchni, ale silnie ukośny, co powodowało konieczność dużego wycięcia w pokryciu skrzydła.

Pierwszy prototyp wypadł cięższy od założeń, przekonstruowano więc całkowicie kadłub zmniejszając jego ga-



Rys. 5. Drugi prototyp THK-2



Rys. 6. Prototyp samolotu THK-5 z zastępczym podwoziem

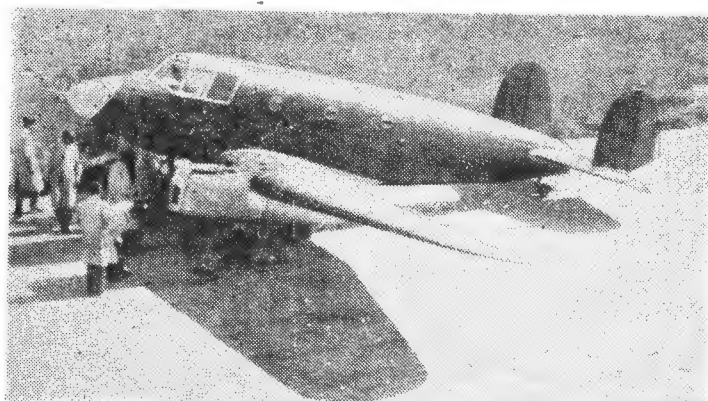
baryt i powodując przesunięcie środka masy na właściwe miejsce.

Rysunki obu prototypów i uzupełnienie ich do budowy niedużej serii pochłonęły 22 000 roboczogodzin.

Samolot THK-2 był prawidłowy w pilotażu normalnym i akrobacjach, wymagał małych wysiłków pilota na sterownicy, był bardzo zwrotny. Nadawał się do treningu wyszkolonych pilotów, do ćwiczenia walki powietrznej przez pilotów myśliwskich przy kosztach niewspółmiernie mniejszych niż przy ćwiczeniach na samolotach bojowych, do pokazów akrobacji. Lotnictwo wojskowe nie zamówiło jednak tego samolotu, więc nie wszedł on do produkcji.

Samolot sanitarny i transportowy THK-5

W 1944 r. rozpoczęto projektowanie dwusilnikowego sanitarnego samolotu THK-5 do przewozu dwóch chorych na noszach (jeden nad drugim) i lekarza. Załogę stanowiło dwóch pilotów z miejscami obok siebie. Drugi prototyp oznaczony THK-5A (później przemianowany na THK-10) miał kabinę rozwiązana jako pasażerską na cztery osoby i dwóch pilotów. Zastosowano dwa silniki Gipsy Major 99 kW (135 KM), jedyne osiągalne wówczas na terenie Turcji. Konstrukcja typowa całkowicie drewniana, układ dolnopłata, płat wolnonośny, niedzielony, dwudziogaryowy, kryty sklejką, mocowany do kadłuba czterema



Rys. 7. Prototyp THK-5 w próbach

okuciami. Obrys skrzydła prostokątno-trapezowy. Lotki szczelinowe, różnicowe, na rozpiętości objętej lotkami stałe szczeliny w krawędzi natarcia płata. Kłapy typu Zap na przestrzeni między lotkami i pod kadłubem miały dość dużą powierzchnię. Podwozie niechowane (w prototypie; w serii przewidywane było chowane) z samonastawnym kółkiem ogonowym, amortyzatory olejowo-powietrzne. W prototypie z braku odpowiednich kół i amortyzatorów zastosowano podwójne amortyzatory i koła od samolotu Miles Magister. Sklejkowy kadłub o przekroju owalnym miał w wersji sanitarnej duży wykrój drzwiowy do wstawiania noszy z chorymi. Kabina ogrzewana z indywidualną wentylacją, izolowana dźwiękowo.

DANE TECHNICZNE

| | | | |
|--------------|---------------------|-------------------------|----------|
| Rozpiętość | 10,0 m | Prędk. maks. przy ziemi | 220 km/h |
| Długość | 14,6 m | Prędk. przel. | 200 km/h |
| Wysokość | 3,1 m | Prędk. min. z kłapami | 120 km/h |
| Pow. nośna | 28,0 m ² | Wznoszenie przy ziemi | 3,5 m/s |
| Masa własna | 1335 kg | Pułap praktyczny | 4000 m |
| Masa ładunku | 395 kg | Zasięg | 650 km |
| Masa całk. | 1930 kg | | |

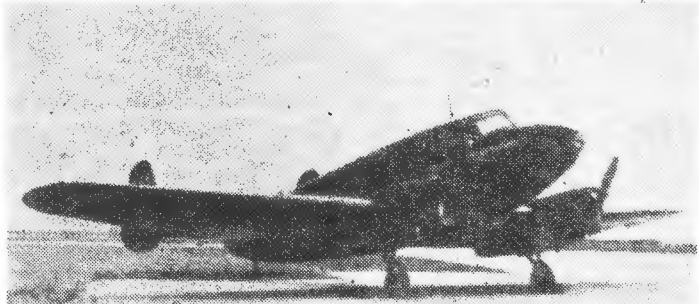
Samolot zbudowany w 1945 r. był prawidłowy i łatwy w pilotażu oraz miał krótki start. Wobec braku zamówień i zajęcia wytwórni inną produkcją seryjną nie wszedł do produkcji.



Rys. 8. Sanitarny THK-5 po wymianie podwozia

Samolot turystyczny THK-11

W 1945 r. rozpoczęto konstruowanie trzymiejscowego samolotu turystycznego o nietypowym układzie i konstrukcji. Był to górnopłat o skrzydłach trapezowych. Kadłub krotki z silnikiem z tyłu i pchającym śmigłem miał niczym nie zakłócającą doskonałą widoczność do przodu. Podwozie niechowane z przednim kołem, którego sterowanie było sprzęgnięte z pedałami sterowania sterem kierunku. Usterzenia zamocowane były na dwóch belkach utwierdzonych



Rys. 9. Pasażerski THK-5A (THK-10) o zmienionym usterzeniu pionowym

do skrzydeł. Lotki zastosowano szczelinowe, różnicowe, w obrysie profilu umieszczono stałe sloty. Kłapy były wychylane ręcznie.

Konstrukcja była drewniana. Skrzydło niedzielone jednopodłużnicowe, przód kryty sklejką. Kadłub był wykonany z dwóch połówek łączonych klejem w płaszczyźnie symetrii samolotu. Każda połówka była wykonana jako przekładkowa, trójwarstwowa skorupa na wewnętrznym foremniku. Zewnętrzna i wewnętrzna warstwa skorupy były sklejkowe, między nimi znajdowała się kratka z listewek sosnowych. Było to wzorowane na konstrukcji kadłuba samolotu de Havilland D.H.98 Mosquito, tylko nieosiągalną w Turcji w czasie wojny balsem zastąpiono kratką z listewek sosnowych. Kabina miała dwa miejsca z przodu (z podwójnymi sterownicami) a trzecie z tyłu. Z lewej strony kadłuba było dwoje drzwi, z prawej jedno.

Budowa samolotu została dokończona przez pracowników tureckich w 1947 r., gdy już większość specjalistów polskich wyjechała z Turcji.

DANE TECHNICZNE

| | | | |
|--------------|---------------------|-------------------------|----------|
| Rozpiętość | 11,8 m | Prędk. maks. przy ziemi | 201 km/h |
| Długość | 8,4 m | Prędk. przel. | 164 km/h |
| Wysokość | 2,6 m | Prędk. min. z kłapami | 80 km/h |
| Pow. nośna | 19,0 m ² | Wznoszenie przy ziemi | 3 m/s |
| Masa własna | 828 kg | Pułap praktyczny | 3500 m |
| Masa ładunku | 322 kg | Zasięg | 800 km |
| Masa cała. | 1150 kg | | |

Wszystkie konstrukcje własne miały starannie opracowane obliczenia aerodynamiczne, osiągow i wytrzymałościowe. Były one wykonywane prawie całkowicie przez inż. F. Janika, gdyż współpracownicy tureccy nie mieli dostatecznego wykształcenia w tym zakresie. Dopiero w 1946 r. zatrudniono paru wychowanków Politechniki Stambulskiej, którzy wysłuchali wykładów z przedmiotów lotniczych prowadzonych przez Polaków z wytwórni THK.

Dział kontroli fabrycznej przeprowadzał próby w locie wszystkich prototypów i pierwszych sztuk samolotów i szybowców wykonanych z licencji lub wg wzorca. Oprócz oblatywaczy tureckich próby przeprowadzali inż. J. Lewczuk i inż. S. Rogalski.

PROJEKTY

Aeritalia AIT-230-208 • Włochy •

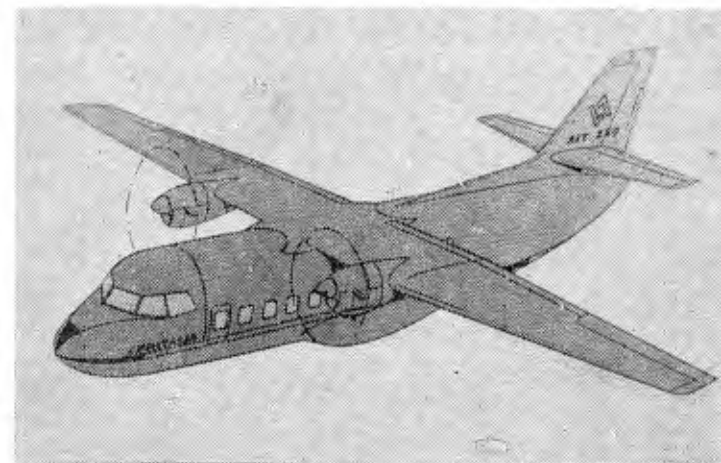
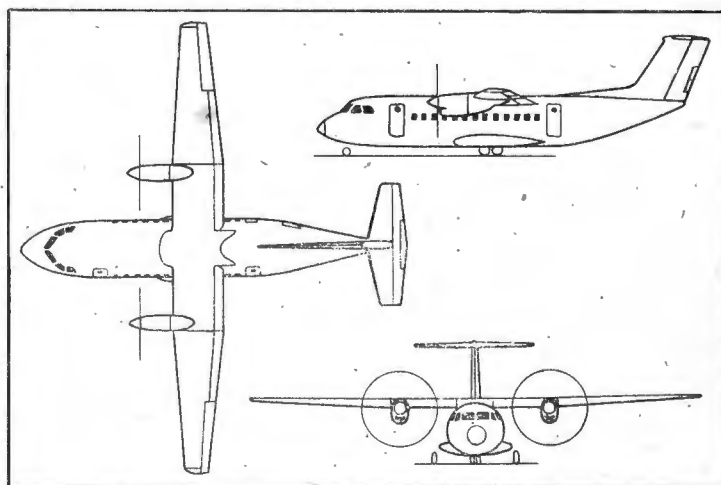
Śmigłowy samolot pasażerski na linie lokalne

Opracowany przez firmę Aeritalia w 1979 r. projekt samolotu pasażerskiego na linie lokalne AIT-230-204 (rys. perspektywiczny) o 30 miejscach pasażerskich i z silnikami PT6A-65 został ostatnio zbliżony do projektu AS.35 firmy Aerospaziale (są plany wspólnej budowy samolotu): zwiększono liczbę miejsc pasażerskich do 38÷42, zastosowano usterzenie typu T, a do napędu przewidziano silniki PT67 i CT7. Projekt jest opracowywany w ten sposób, aby można było pominąć etap budowy prototypów i przystąpić bezpośrednio do produkcji seryjnej. Będzie to samolot wielozadaniowy z wersją pasażerską jako podstawową, przy czym przewiduje się budowę wersji rozwojowej o 50 miejscach pasażerskich.

Podstawowe cechy konstrukcji samolotu to dwukłukowy przekrój kadłuba, co zwiększa wygodę pasażerów, prostokątny obrys środkowej części płata i trapezowy obrys części zewnętrznych z integralnymi zbiornikami paliwa w kesonie, szerokie zastosowanie klejenia struktury nośnej i nowoczesnych tworzyw zbrojonych na części nie pracujące. Napęd stanowią silniki Pratt Whitney of Canada PT7A-2R/1 o mocy startowej 1325 kW (1800 KM) utrzymywanej do temperatury otoczenia 22°C lub General Electric CT7-7 o mocy startowej 1290 kW (1750 KM) utrzymywanej do temperatury 28°C i czteropłatowe śmigła o średnicy 3,66 m. Zapas paliwa 1840 kg. W skład wyposażenia wchodzi automatyczny pilot, pełne wyposażenie IFR, cyfrowe wskaźniki pokładowe i radar meteorologiczny.

Dane techniczne wersji pasażerskiej z silnikami PT7A:

| | |
|---|---------------------|
| Rozpiętość | 22,98 m |
| Długość | 20,30 m |
| Wysokość | 6,32 m |
| Powierzchnia nośna | 48,0 m ² |
| Rozstaw podwozia | 4,23 m |
| Masa własna z wyposażeniem | 8855 kg |
| Masa startowa maks. | 14 020 kg |
| Masa do lądowania maks. | 13 920 kg |
| Prędkość przelotowa maks. na wysokości 6100 m | 524 km/h |
| Wznoszenie n.p.m. | 9,78 m/s |



| | |
|---------------------------------|---------|
| Wymagana długość pasa do startu | 1180 m |
| do lądowania | 1000 m |
| Zasięg z 33 pasażerami | 1315 km |
| Zasięg z 25 pasażerami | 2740 km |

W.K.

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

| | Str. |
|--|----------|
| A. Glass: Oszczędność i lotnictwo, ale bez paniki | 1 |
| Z KRAJU, ZE ŚWIATA | 2 |
| W. Stafiej: Obciążenia szybowca wyczynowego podczas toczenia się po lotnisku | 4 |
| TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Badania aerohydrodynamiczne | 6 |
| KARTOTEKA TLiA: Embraer EMB-312 — Brazylia | 7 |
| SK-1 Trempek — CSRS | 9 |
| POMOCE KONSTRUKCYJNE: Obliczenie obciążenia podwozia siłą poziomą podczas lądowania | 11 |
| POLSKIE PATENTY LOTNICZE | 12 |
| L. Duleba: Lotnicza działalność techniczna Polaków w Turcji podczas II wojny światowej. Cz. II. Konstrukcje własne (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ) | 13 |
| PROJEKTY: Acritalia AIT-230-208 — Włochy | 15 |
| PROTOTYPY: Robin R-3140L — Francja | II okł. |
| Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP i SITK | III okł. |

Na okładce: Samoloty sportowe LWD Szpak-2, Szpak-3, Szpak-4T — rys. K. Cieślak



Redaktor naczelny:

mgr inż. Andrzej Glass

Sekretarz Redakcji:

Emilia Łazarewicz

Redaktorzy działowi:

mgr inż. K. Dąbrowski, dr inż. A. Gołdziński, 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. Gtulski, mgr inż. A. Glass, dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. J. Grzegorzewski, mgr inż. F. Gwiżdż, dr inż. B. Jancelewicz, mgr inż. E. Kołodziński, doc. dr inż. T. Kostła, mgr inż. J. Kowalczyk, dr inż. A. Kowalski, mgr inż. T. Królikiewicz (przewodniczący), mgr inż. K. Kunachowicz, doc. dr inż. J. Lamparski, mgr inż. M. Młkuszka, mgr inż. A. Místorek, mgr inż. Z. Olszański, mgr inż. E. Pufszo, mgr inż. Z. Stankiewicz, mgr inż. S. Trębacz, inż. R. Wolński, mgr inż. M. Zawadzki

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakład nr 1. W-wa. Zam. 0609-1300-81. Nakład 6500 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 70 g. L-116.

Cena pojedynczego egz. zł 25,—

Prenumerata roczna zł 300,—

INDEKS 37909

STAFIEJ W.: Obciążenia szybowca wyczynowego podczas toczenia się po lotnisku. TLiA, t. XXXVI, 1981, nr 8, s. 4

Autor przedstawił, szczególnie ważny przy obliczeniach trwałości szybowców laminatowych, charakter obciążeń przy toczeniu się po lotnisku (przy starcie i lądowaniu) oraz wnioski z pomiarów tych obciążeń przeprowadzonych na szybowcu SZD-48-1 Jantar Standard 2 z PZL-Bielsko.

DULEBA L.: Lotnicza działalność techniczna Polaków w Turcji podczas II wojny światowej. Cz. II. Konstrukcje własne. TLiA, t. XXXVI, 1981, nr 8, s. 13

Przedstawiono dzieje powstania podczas II wojny światowej szybowca transportowego THK-1 i samolotów THK-2, THK-5 i THK-11 skonstruowanych przez polskich inżynierów w Turcji.

CONTENTS

STAFIEJ W.: Loads acting on a high performance glider when rolling along an airfield. TLiA, vol. XXXVI, 1981, No 8, p. 4

The author has shown the nature of loads acting on a glider when rolling along an airfield (at taking-off and landing), which is especially important for calculation of durability of laminate gliders, and conclusions from measurements of these loads, carried out on an SZD-48-1 Jantar Standard 2 glider at PZL-Bielsko.

DULEBA L.: Air technical activity of Poles in Turkey during World War II. Part II — Own design. TLiA, vol. XXXVI, 1981, No 8, p. 13

The story of arising during World War II of the transport glider THK-1 as well as the airplanes THK-2, THK-5 and THK-11, designed by Polish engineers in Turkey, have been presented.

ZUSAMMENFASSUNG

STAFIEJ W.: Belastung des Leistungssegelflugzeuges beim Rollen auf dem Flugplatz. TLiA, XXXVI Jhrg., 1981, H. 8, S. 4

Von besonderer Bedeutung bei der Berechnung der Lebensdauer von Segelflugzeugen aus Glasfaserschichtstoff ist die Belastungsart während des Rollens auf dem Flugplatz (beim Start und bei der Landung) sowie die Folgerungen aus den

DULEBA L.: Luftfahrttechnische Tätigkeit der Polen in der Türkei während des zweiten Weltkrieges. Teil II. Eigene Konstruktionen. TLiA, XXXVI Jhrg., 1981, H. 8, S. 13

Es werden die Geschichte der Entstehung während des zweiten Weltkrieges des Lastenseglers THK-1 und der Flugzeuge THK-2, THK-5, THK-11 dargestellt, die von polnischen Konstrukteuren in der Türkei entworfen wurden.

СОДЕРЖАНИЯ

СТАФЕЙ В.: Нагрузки планера рекордного класса при рулении по аэродрому. TLiA, т. 36, 1981 г., № 8, стр. 4

Автор описывает характер нагрузок при рулении на аэродроме при взлёте и посадке, которые имеют большое значение для расчёта долговечности планера, а также даёт выводы из результатов замеров этих напряжений проведенных на планере СЗД-48-1 Яantar Стандарт 2 в ПЗЛ-Бельско.

ДУЛЕМБА Л.: Авиационная деятельность поляков в Турции во время II мировой войны. Часть II. Собственные конструкции. TLiA, т. 36, 1981 г., № 8, стр. 13

Указана история во время II мировой войны транспортного планера THK-1 и самолетов THK-2, THK-5 и THK-11; сконструированных польскими инженерами в Турции.

W sprawie lotniczych ulic na Bemowie

Zarząd Sekcji Lotniczej ZG SIMP zwrócił się do Zespołu ds. Nadawania Nazw Placom i Ulicom m.st. Warszawy, urzędującego przy Stołecznej Radzie Narodowej (plac Dzierżyńskiego 3/5), z prośbą o nadanie ulicom na byłym lotnisku Bemowo nazwisk ludzi lotnictwa.

Nazwiska ludzi związanych z lotnictwem, zasługujących na upamiętnienie w nazwach ulic w Warszawie, zostały przez Sekcję wyselekcjonowane spośród przeszło czterystu wyróżniających się biografii.

Wniosek Zarządu Sekcji Lotniczej obejmuje 15 następujących nazwisk (w porządku alfabetycznym):

— Bohdan Arct (1914÷1973) pułkownik-pilot myśliwski, członek Cyrku Skalskiego (1943 r.), pilot lotniczy.

— Czesław Bienicki (1897÷1958), asystent przy Katedrze Aerodynamiki prof. Witoszyńskiego, zasłużony przy konstrukcji samolotów PZL i RWD; po wojnie profesor i wychowawca młodzieży.

— Ryszard Bitner (1930÷1953), pilot szybowcowy, mistrz sportu; zginął podczas konkurencji w zawodach; o Memoriał z jego nazwiskiem odbywają się coroczne zawody.

— Kazimierz Chorzewski (1903÷1977), pilot doświadczalny i instruktor lotniczy; oblatywacz samolotów RWD; organizator i przewodniczący Klubu Seniorów Lotnictwa.

— Zbysław Ciołkosz (1902÷1960), inż.-konstruktor lotniczy; projektował samoloty PWS w Białej Podlaskiej, PZL w Warszawie i LWS w Lublinie.

— Stanisław Cywiński (1884÷1939), inż. konstruktor, pionier lotnictwa; współtwórca pierwszego polskiego latającego samolotu; kierownik Biura Konstrukcyjnego PWS.

— Stanisław Działowski (1900÷1942), mechanik lotniczy i pilot, konstruktor-samouk; wraz z bratem zbudował liczną rodzinę samolotów DKD.

— Józef František († 1940), Czech, sierżant-pilot myśliwski; w 1938 r. (po zajęciu Czechosłowacji przez Niemców) wstąpił do polskiego lotnictwa; jako pilot dyw. 303 zestrzelił 17 samolotów, zginął w locie bojowym.

— Wiktor Leja (1910÷1981), inż. lotniczy, organizator aeroklubów i szkół lotniczych, długoletni członek naczelnych organów lotnictwa sportowego, wybitny działacz w odbudowie lotnictwa cywilnego, wieloletni dyrektor PLL LOT, odznaczony orderami i medalami krajowymi i zagranicznymi.

— Edmund Libański (1885÷1940), inż., pionier lotnictwa, przed I wojną światową budował samoloty; współzałożyciel galicyjskiego Towarzystwa Lotniczego Awiała.

— Stanisław Nowkuński (1903÷1930), inż.-konstruktor silników lotniczych z „Bożej łaski”, twórca słynnego silnika Challengeowego i „Czarnego Piotrusia”.

— Jerzy St. Rudlicki (1893÷1977), inż.-konstruktor samolotów, pilot; twórca rodziny znanych odmian Lublin R.VIII do R.XIV oraz samolotów R.XVI, R.XIX i R.XX, z których wiele brało udział w walkach 1939 r.; wynalazca słynnego usterzenia motylkowego.

— Iwan Tałdykin (1913÷1945), podpułkownik, myśliwski pilot radziecki; pierwszy dowódca 1 pułku lotnictwa myśliwskiego „Warszawa”; zginął w locie bojowym nad Polską.

— Kazimierz Wünsche, pilot myśliwski;

walczył nad Warszawą, we Francji oraz w bitwie o Anglię w dyw. 303 i 315; miał 4,5 zestrzałów, odznaczony Virtuti Militari kl. V, Krzyżem Walecznych 4-krotnie i wysokimi odznaczeniami angielskimi.

— Władysław Zalewski (1892÷1977), technik, pionier, konstruktor lotniczy; budował bojowe czteropłatowce, trzysilnikowy bombowiec, wiatrakowce i awionetki; jest twórcą znanego sportowego Kogutka i silników lotniczych.

II spotkanie przy „okrągłym stole”

2 kwietnia br. w sali S Zarządu Głównego SIMP odbyło się II spotkanie „okrągłego stołu”, zorganizowane przez Zarząd Sekcji Lotniczej SIMP. Celem spotkania była wymiana poglądów nt. możliwości wykorzystania samolotu Mewa w gospodarce narodowej.

W zebraniu, oprócz organizatorów, wzięło udział 30 osób, reprezentujących wszystkie zakłady i instytucje zainteresowane produkcją i zastosowaniem Mewy w lotnictwie krajowym. Na spotkanie przybyli m.in. dyrektorzy: Zjednoczenia Przemysłu Lotniczego i Silnikowego, Centralnego Zarządu Lotnictwa Cywilnego, Centralnego Zespołu Lotnictwa Sanitarnego, Ośrodka Badawczo-Rozwojowego Sprzętu Komunikacyjnego w Mielcu, z-ca Dowódcy Wojsk Lotniczych, prezes Aeroklubu PRL, naukowcy, konstruktorzy i piloci. Obrady prowadził kol. A. Misiorek, dyr. techniczny CZLC.

W imieniu OBR SK Mielec inż. K. Piwek zapoznał zebranych z konstrukcją i właściwościami 6-osobowego, dwusilnikowego samolotu PZL-M20 Mewa (Piper Seneca), który zgodnie z założeniami ma być produkowany w czterech odmianach: standard, de Luxe Lounge (wypoczynkowa), de Luxe Conference i sanitarnej. Stosuje się silniki PZL-Franklin, przy czym wersją rozwojową samolotu będzie Mewa-turbo z doładowaniem.

Dyskusję nt. różnych aspektów związanych z produkcją i kosztem Mewy rozpoczął inż. Z. Olszański, dyr. CZLS, informując, że użytkowane przez Zespół samoloty Morava za dwa lata muszą być zastąpione mieleckimi PZL-M20, przy czym pogotowie lotnicze potrzebuje 30÷35 egz.

Mewa mogłaby znaleźć zastosowanie w Polsce nie tylko w wersji sanitarnej, lecz również jako samolot dyspozycyjny, pasażersko-towarowy w komunikacji II i III poziomu, obserwacyjny w lotach nadmorskich, treningowy dla pilotów komunikacyjnych oraz fotogrametryczny.

Warunkiem szerokiego rozpowszechnienia Mewy w lotnictwie polskim jest niezbyt wysoki jej koszt. Niestety cena z 1978 r., wynosząca 3,8 mln zł, znacznie wzrosła, na co ma wpływ m.in. koszt części wyposażenia, które musi być importowane (np. pilot automatyczny — 4000 dol., instalacja lodochronowa — 1200 dol.). Na cenę samolotu ma również wpływ wielkość serii (zakłada się 500 szt. przy produkcji 20÷50 szt. rocznie).

Cenne uwagi nt. warunków, jakim musi odpowiadać eksploatacja samolotu Seneca przekazał pilot doświadczalny Instytutu Lotnictwa inż. A. Ablamowicz. Uważa on, że jest to samolot tani, lecz delikatny, o poprawnym locie na jednym silniku. Nadaje się do szkolenia ponadpodstawowego, szczególnie w nawigacji, jest niezastąpiony w lotach dyspozycyjnych. Pilot tego samo-

lotu musi mieć dużą kulturę użytkowania sprzętu, musi też dopilnować położenia środka ciężkości i nieprzekraczania masy startowej.

Mgr inż. W. Szczepański, dyr. OBR w Mielcu, przekazał kilka interesujących informacji o samolocie PZL-M20 Mewa. Próby w locie wypadły pomyślnie, dwa samoloty latają w Ośrodku Szkolenia Pilotów Lotnictwa w Rzeszowie, pierwsze 10÷20 egz. zostanie objętych serwisem specjalnym Pipera, rewers płatowca wynosi 12 000 h. Mielec zamierza podjąć remonty generalne Mewy.

W wyniku narady stwierdzono, że sprawa rozwinięcia produkcji Mewy jest bardzo pilna, jednak pomyślnego rozwiązania wymagają jeszcze takie problemy, jak wielkość napiecia w samolocie i rodzaj paliwa. Dławik i osprzęt silnika powinny być rozwiązywane w ramach krajowych możliwości.

Propozycje narad „okrągłego stołu”

Członkowie sekcji lotniczych SIMP i SITK oraz niezrzeszeni pracownicy lotnictwa proponują Zarządowi SL SIMP tematy, które ich zdaniem powinny być omawiane na spotkaniach „okrągłego stołu”: eksploatacja sprzętu lotniczego, systemy usług lotniczych, jakość i niezawodność w lotnictwie, szkolenie kadr dla przemysłu lotniczego i eksploatacji oraz muzealnictwo lotnicze w Polsce. Życzył tylko trzeba, aby narady te przyniosły prawdziwą i rzetelną poprawę gospodarki narodowej w lotnictwie.

Z działalności Zespołu Zarządu SL SIMP

Zespół Historii, Piśmiennictwa Lotniczego i Propagandy przy Zarządzie Sekcji Lotniczej SIMP przeprowadził ankietę mającą na celu ocenę TLIA. Ankietę, obejmująca program i plan tematyczny TLIA, została rozestana do zarządów oddziałów i kół SL SIMP i SITK oraz instytucji lotniczych.

Nowy przewodniczący oddziału SL

W Oddziale Wojewódzkim Sekcji Lotniczej SIMP w Bydgoszczy nastąpiła zmiana na stanowisku przewodniczącego. Kol. mgr inż. Zdzisław Żyro, z powodu nadmiaru obowiązków służbowych, prosił Zarząd Oddziału o zwolnienie go z tej funkcji i pozostawienie nadal w składzie Zarządu. Nowym przewodniczącym został wybrany kol. inż. Jan Słowiński.

Zarząd Sekcji Lotniczej ZG SIMP podziękował kol. Z. Żyro za dobrą pracę, zaś kol. J. Słowińskiemu życzył powodzenia w działalności społecznej.

Dekoracja zasłużonych działaczy

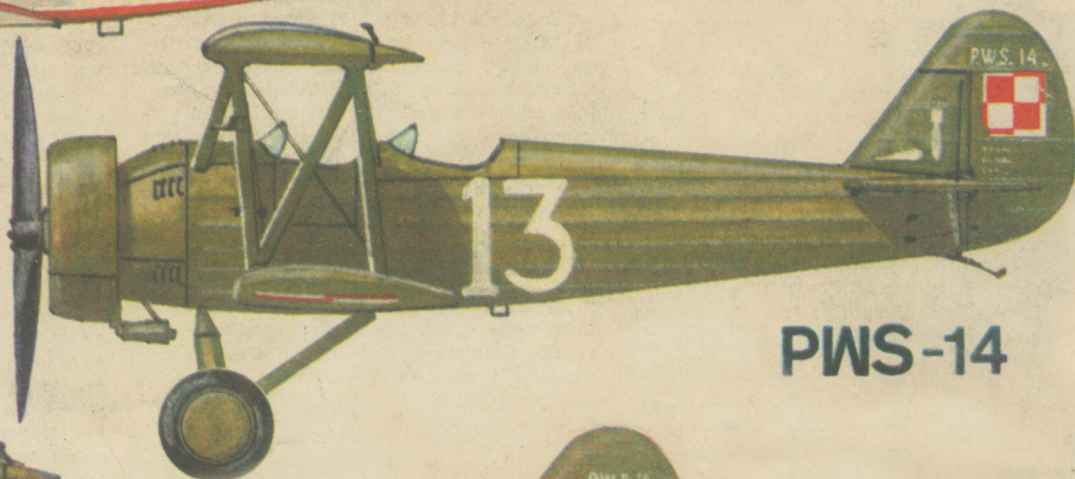
Na plenarnym zebraniu Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP członek ZG SIMP prof. L. T. Wrotny wręczył aktywistom Sekcji Lotniczej odznaki honorowe.

Kol. gen. Zdzisław Pietrucha, działacz SIMP i NOT, otrzymał Złotą Odznakę Honorową NOT, natomiast kol. mgr inż. Wacław Zaremba, sekretarz Zarządu SL SIMP od 1968 r., Odznakę im. H. Mierzejewskiego.

SAMOLOTY TRENINGOWE PWS



PWS-12bis



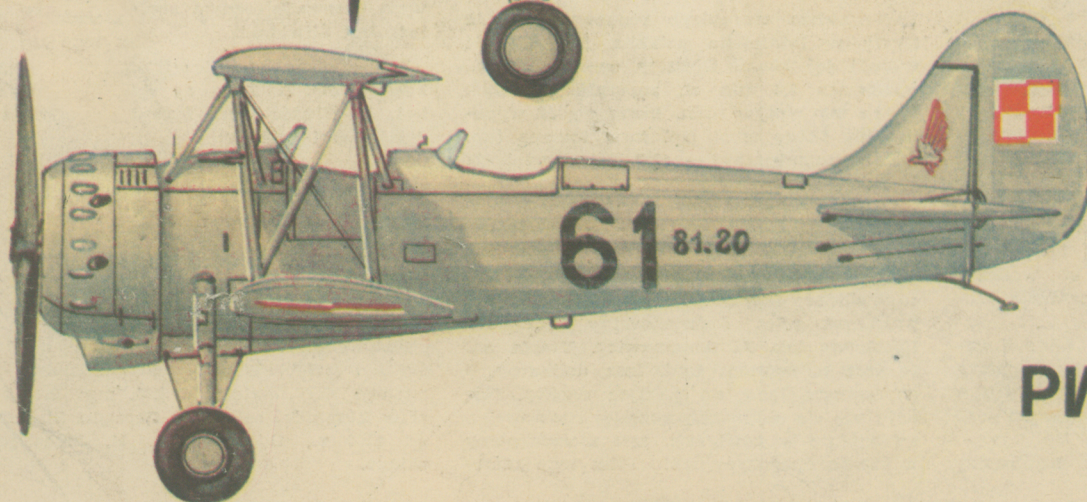
PWS-14



PWS-16



PWS-16 bis



PWS-26