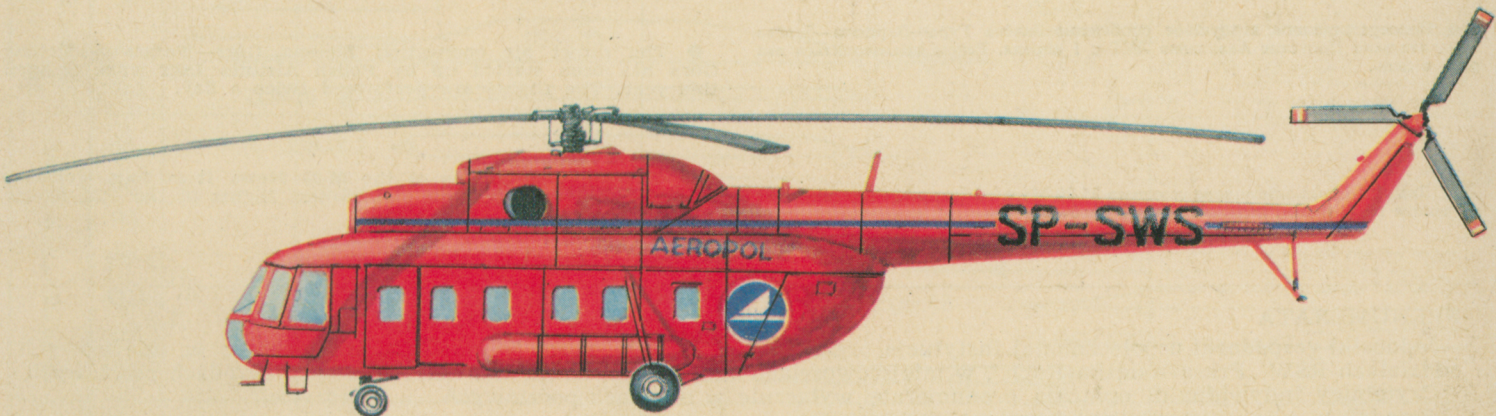
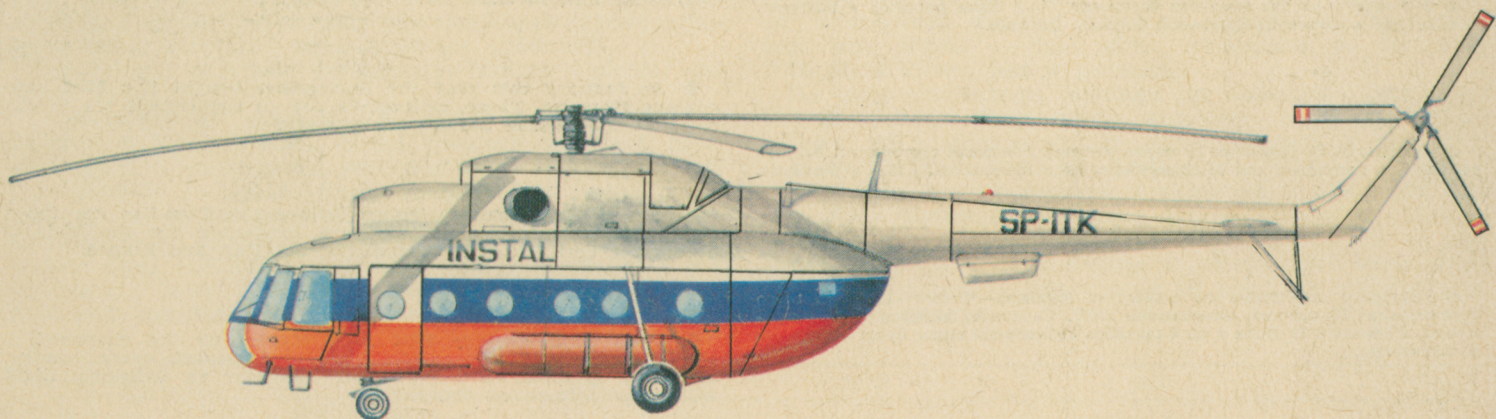
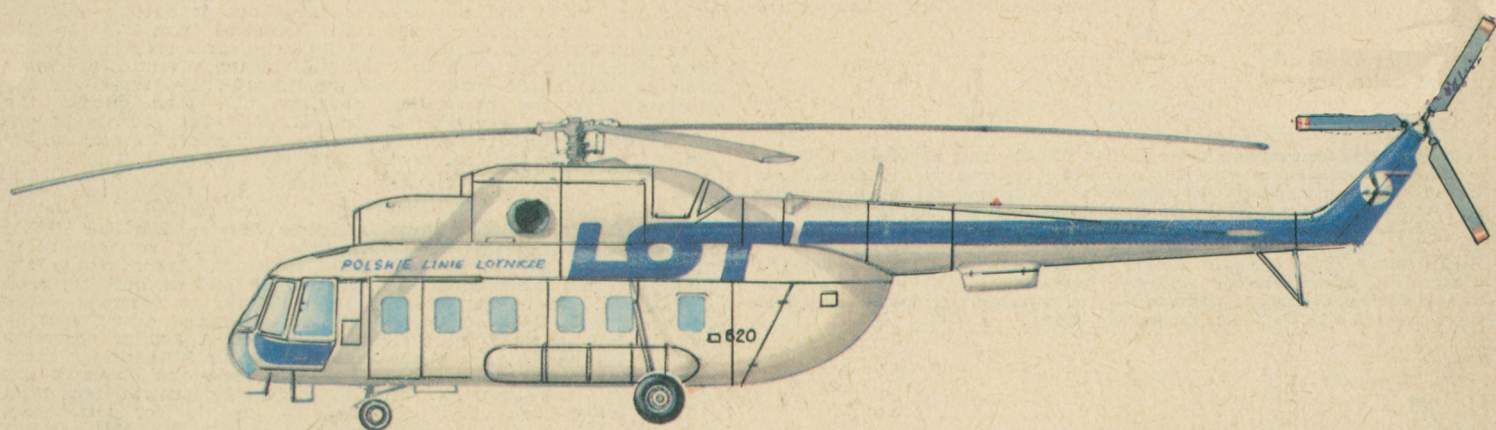


TECHNIKA

7'80

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



● Научно-производственный Центр Легких Самолетов ПЗЛ-Варшава выполнил план продажи продукции и услуг за 1979 г. в 101,7%. Перевыполнение плана было результатом работы Отделения Авиационных Услуг, которое выполняло свои задания в 112%. Отделение Серийного Производства не выполнило своих заданий вполне, в области изготовления самолетов ПЗЛ-106 и ПЗЛ-110, а также металлических воздушных винтов и запасных частей. Трудности в производстве были вызваны неравномерными поставками двигателей АИ 14РА, ПЗЛ-3С, гироскопаса ГБ-1 и поковок на лопасти винтов для Ан-2. Экспортные задания были выполнены в 95,6%. В 1979 г. начался выпуск 1 серии самолетов ПЗЛ-110 Колибер и винтов УС-135000 для этого самолета, а также лыжи для ПЗЛ-104. Было подготовлено производство самолета Вильга 80 и ПЗЛ-106АР с редукторным двигателем. В 1980 г. экспорт завода должен увеличиться на 10,3%.

● Генеральный директор Центра ПЗЛ-Варшава инж. Юзеф Липински указал, что производство Центра в течении пятилетки 1975-1980 увеличилось на 67%, при этом темп этого роста составлял в течении прошлых годов — по 8%, а на текущий год составляет 13%. В пятилетке рост продажи продукции и услуг составил 771 млн. зл, а доля приходящаяся на продажу комплектов самолетов возросла из 17,8% до 43%. Выпуск самолетов Вильга составил уже свыше 500 штук, самолетов Крук — свыше 100 штук. Поскольку в первой половине 70-тых годов существовала проблема, «что будем производить» — в текущей пятилетке основной является проблема «каким способом увеличивать продукцию — чтобы обеспечить нужное качество самолетов».

● Отделение Авиационных Услуг Центра ПЗЛ-Варшава выполнило в 1979 г. экспортные авиационные услуги, равноценные продаже 60 самолетов Крук. План на 1980 г. предусматривает выполнение за рубежом авиационных работ на поверхности 1,5 млн. га. Внутри страны, кроме работы для сельского хозяйства в 1979 г. выполнялась борьба с вредителями лесов на площади в 120 тыс. га. На 1980 г. предусмотрены подобные работы на площади 480 тыс. га. Отделение Авиационных Услуг приносит Центру свыше половины стоимости продажи и около 30% общего экспорта. Развитие деятельности ОАУ стало возможным из-за инвестиций, главным образом покупке сельскохозяйственных самолетов состоявшейся в 1972-1979 г. около 900 млн. зл.

● В январе м-це два польских вертолета Ми-2 были проданы в Венгрию. Они войдут в состав Спасательной Службы Венгрии.

● Самолет М-18 Дромалер 10 марта получил канадский сертификат. Ведутся работы для получения для М-18 сертификата в Югославии, США и Франции.

● Чартерное сообщение по маршруту Варшава—Чикаго—Варшава было организовано Польскими Авиалиниями ЛЕТ. Самолеты вылетают по воскресеньям. Начиная с 19 июня и по 4 сентября добавочный полет будет состояться по четвергам.

● Непосредственное воздушное сообщение Зелёна Гура—Варшава—Зелёна Гура открыли Польские Авиалинии ЛЕТ с 1 апреля. Рейсы производятся два раза в день.

● Два очережных экземпляра самолета М-20 Мева из четырех, собранных уже на заводе ПЗЛ-Мелец, начали опытные полеты.

● The Light Aircraft Science and Production Centre PZL-Warszawa fulfilled the plan of the production and services sale for 1979 in the degree of 101.7 per cent. The overfulfilment of the plan was a result of activity of the Agricultural Aviation Service Division, which fulfilled its tasks in 112 per cent, but the Serialized Production Division did not fully realized its tasks in the field of the PZL-106 and PZL-110 aircraft production and metal propellers and spare parts manufacturing. The production difficulties were caused by unrhymthical supplies of the AI-14RA and PZL-3S engines, the GB-1 gyro-compases and forgings for propeller blades for the An-2 aircraft. The export tasks were fulfilled in 95.6 per cent in general. In 1979 the production of the first batch of the PZL-110 Koliber airplane, the US-135000 propeller for it and skis for the PZL-104 aircraft was started. The production of the Wilge 80 airplane and the PZL-106 AR aircraft with a geared engine was prepared. In 1980 the factory exports are to grow by 10.3 per cent.

● Józef Lipiński, the managing director of the PZL-Warszawa Centre, has informed in the columns of Skrzydła, that during the five-years' period from 1975 till 1980 the Centre output has been showing a 67 per cent increase with the yearly growth rate for the past years of 8 per cent a year and that for the current year of 13 per cent. At the end of that five-years' period the total increment in the production and service sale will amount to 771 million zł and the complete airplanes production share in the sale of the industrial output has increased from 17.8% to 43%. More than 500 Wilga airplanes and 100 Kruk aircrafts have already been manufactured. If in the first half of the seventies the main problem was about "what shall we manufacture, what are the prospects for the production development", then during the current five-years' period the problem of "what activity should be undertaken to increase our output every year, how to satisfy the continuously growing demand for our products".

● In 1979 the Agricultural Aviation Service Division (ZUA) of the PZL-Warszawa Centre performed export services being equivalent to sale of 60 PZL-Kruk airplanes. According to the plan for 1980, ag-aviation works over 1.5 million hectares area are expected to be performed abroad. As for as domestic works are concerned, fight against forest was performed over 120 000 ha area in 1979, apart from agricultural works. A similar operation over 480 000 ha area is planned for 1980. The ZUA brings more than a half value of the Centre yearly trade and about 30 per cent of its total exports. The ZUA activity growth has been possible owing to capital expenditures, mainly for purchasing ag-planes, which during the period from 1972 till 1979 totaller nearly 900 million zł.

● In January this year the Hungarians bought two Mi-2 helicopters from us. Those helicopters are to supplement the equipment of the Rescue Service in Hungary.

● The M-18 Dromader airplane gained the Canadian certificate on 10 March this year. Works are conducted for the M-18 to obtain the certificates in Yugoslavia, the USA and France.

● The Polish Airlines LOT have started up the charter line Warszawa—Chicago—Warszawa. The liners depart every Sunday, and from 19 June till 4 September this year an additional flight will be performed on Thursdays.

● The direct air connection Zielona Góra—Warszawa—Zielona Góra has been started up by Polish Airlines LOT since 1 April this year. The flights are performed twice a day.

● Two next specimens of the M-20 Mewa from four airplanes assembled up to now have started test flights in the PZL-Mielec factory.

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 wyjącznie w urzędach pocztowych i u doręczycieli.

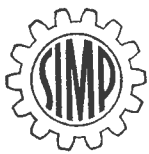
Przedpłaty są przyjmowane w terminach:
— do 25 listopada — na rok następný, I kwartał, I półrocze, do 10 marca — na II kwartał, do 10 czerwca — na III kwartał i II półrocze, do 16 września — na IV kwartał.

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 zleciiodawców indywidualnych i o 100% dla zlecających instytucji i zakładów pracy.

Cena prenumeraty krajowej: kwartalna zł 75, półroczna zł 150, roczna zł 300.

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



MIESIĘCZNIK SEKcji LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXXV LIPIEC 1980

TECHNIKA

7'80

lotnicza i ASTRONAUTYCZNA

Wczoraj i jutro samolotów dla aeroklubu

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Samoloty sportowe o konstrukcji drewnianej lub mieszanej budowane na początku lat trzydziestych miały żywotności pięć do dziesięciu lat. Samoloty wyprodukowane po 1950 r. znajdowały się w użyciu 15 do 20 lat. Przez 15 lat możliwa była ich intensywna eksploatacja, zaś ostatnie egzemplarze wychodziły z użytku przed 20 rokiem od wyprodukowania. Dane statystyczne dla samolotów o konstrukcji duralowej są niemal takie same. Zmęczenie metalu daje taką samą trwałość konstrukcji jak mała odporność drewna na wilgoć. Pozwala tylko na mniej wymagające warunki hangarowania.

Znajomość prawidłowości, że samolot lekki żyje 15 lat pozwala na ocenę jaki sprzęt jest aktualnie potrzebny aeroklubom. Już od początku lat sześćdziesiątych Aeroklub PRL sygnalizował wzrastające zapotrzebowanie na samoloty szkolno-treningowe. Aby móc mówić o tym co jest kiedy potrzebne — najlepiej jest zanalizować wykres przedstawiający dzieje użytkowania poszczególnych typów samolotów przez aerokluby oraz okres ich produkcji.

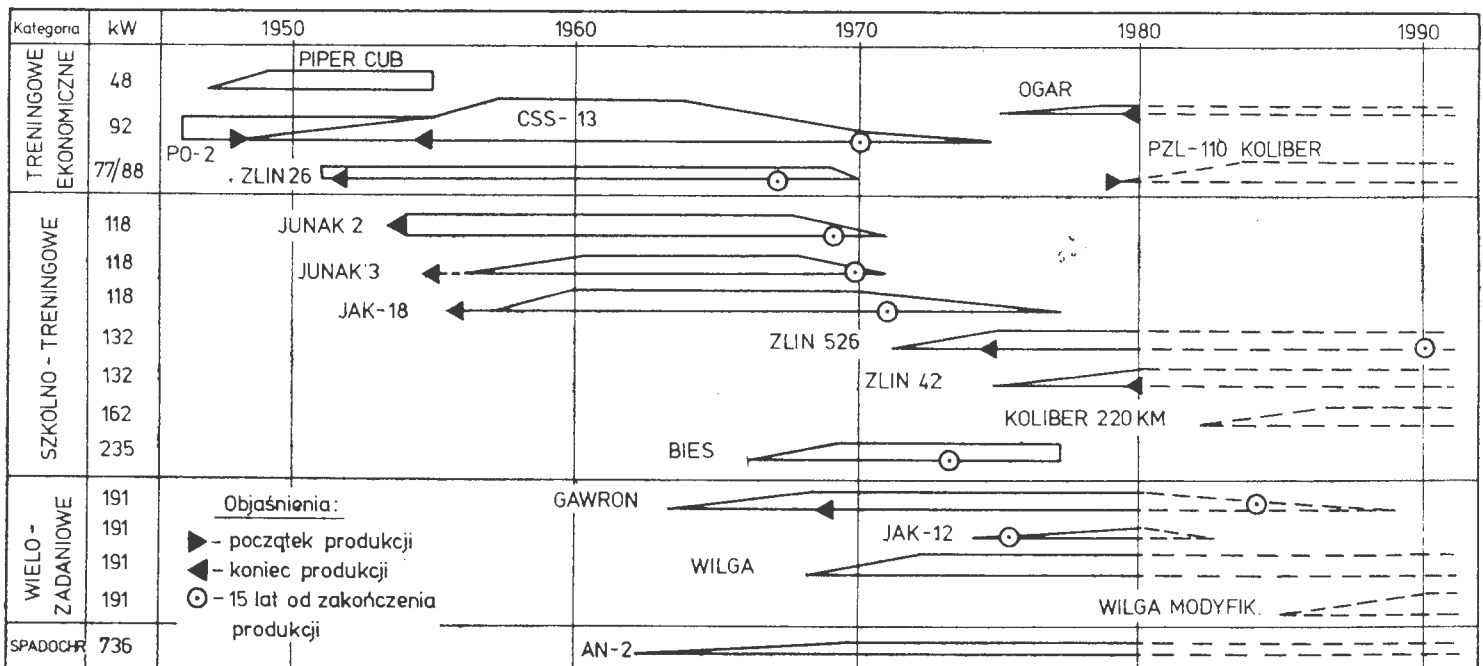
Współczesne samoloty aeroklubowe można podzielić na cztery grupy:

— **Ekonomiczne samoloty o małej mocy silnika**, tj. 48÷92 kW (65÷125 KM). W tej kategorii w latach pięćdziesiątych i sześćdziesiątych mieliśmy samoloty Piper Cub, CSS-13 i Zlin-26. Choć dawniej były to samoloty szkolne, dziś ta kategoria służy do **ekonomicznego treningu nawigacyjnego**. Obecnie do niej można zaliczyć motoszybowiec Ogar i PZL-110 Koliber. Tylko Koliber może być traktowany jako następca wcześniej używanych typów. Ponieważ samoloty tej klasy już się zużyły, aby prowa-

dzić trening przy małym zużyciu paliwa, konieczne jest stosowanie Ogarów oraz Kolibrów.

— **Samoloty szkolno-treningowe do podstawowego szkolenia** i zaawansowanego treningu mają dziś na ogół moc rzędu 118÷132 kW (160÷180 KM). Silniki o mocy 118 kW miały samoloty Junak-2, Junak-3 i Jak-18 używane u nas od połowy lat pięćdziesiątych do połowy lat siedemdziesiątych. Ich następcami stały się w latach siedemdziesiątych samoloty Zlin-526 i Zlin-42 z silnikami o mocy 132 kW (180 KM). Istnieją dwie możliwości zaopatrzenia aeroklubów w sprzęt tej kategorii. Albo zakupy samolotów Zlin-142 (ulepszona odmiana Zlina-42) albo Kolibrów o większej mocy silnika. Najwłaściwszy byłby silnik PZL-Franklin o mocy 132 kW (180 KM) pochodny od silników dwu i czterocyndrowego (do Ogara i PZL-110) lecz takiego nie ma w produkcji. Powstaje już odmiana Kolibra z silnikiem o mocy 162 kW (220 KM), choć jest to moc nieco wyższa od wymaganej dla tej kategorii samolotów. Przyczyna tego jest prosta — taki silnik, stosowany do samolotu PZL M-20 Mewa, jest w produkcji.

Do zaawansowanego treningu na obozach Lotniczego Przystosobienia Wojskowego stosowane były do drugiej połowy lat siedemdziesiątych samoloty Bies z silnikiem o mocy 235 kW (320 KM). Zastąpiły je Zliny-42. Również mogłyby to uczynić Kolibry z silnikiem o mocy 162 kW (220 KM). Zmniejszenie liczby typów samolotów używanych do szkolenia i treningu z trzech do dwóch — jest korzystnym zjawiskiem. Gdyby w użyciu były tylko dwie odmiany Kolibra — uprościłoby to poważnie eksploatację techniczną sprzętu.



cd na s. 2

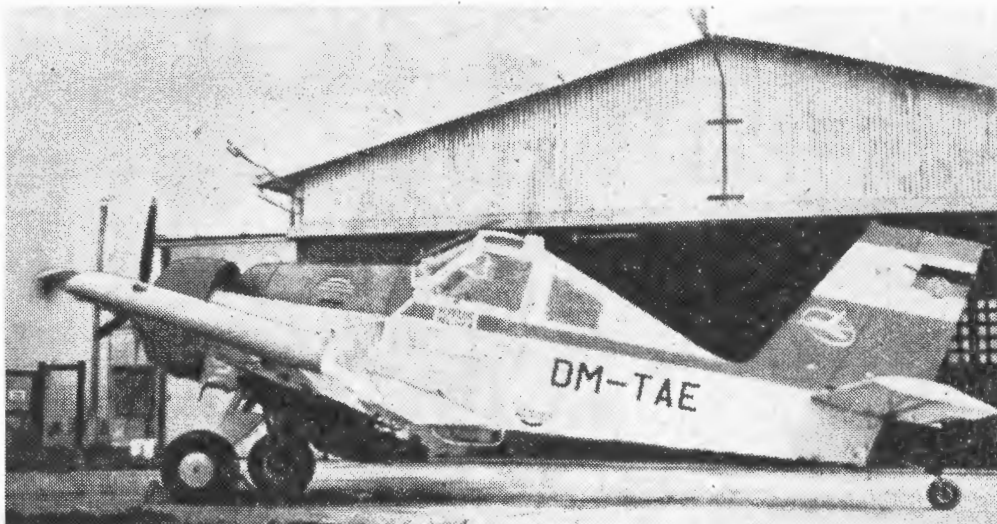


POLSKA

● Centrum Naukowo-Produkcyjne Samolotów Lekkich PZL-Warszawa wykonało plan sprzedaży produkcji i usług za 1979 r. w 101,7%. Przekroczenie planu było wynikiem działalności Zakładu Usług Agrolotniczych, który swe zadania wykonał w 112%. Natomiast Zakład Produkcji Seryjnej nie wykonał w pełni zadań w zakresie produkcji samolotów PZL-106 i PZL-110 oraz śmigieł metalowych i części zamiennych. Trudności w produkcji powodowały nierytmiczne dostawy silników AI-14 RA, PZL-3S, żyrobosoli GB-1 oraz odkuwek na łopaty śmigieł do An-2. Zadania eksportowe wykonano ogółem w 95,6%. W 1979 r. uruchomiono produkcję I serii samolotów PZL-110 Koliber i śmigieł US-135000 do tego samolotu oraz do PZL-104. Przygotowano produkcję samolotu Wilga 80 oraz PZL-106 AR z silnikiem reduktorowym. W 1980 r. eksport zakładu ma wzrosnąć o 10,3%.

● Dyrektor naczelny Centrum PZL-Warszawa inż. Józef Lipiński na łamach *Skrzydła* poinformował, że produkcja Centrum w pięcioleciu 1975÷1980 wykazuje wzrost o 67%, przy czym tempo tego wzrostu wynosiło w ubiegłych latach po 8%, a na bieżący rok przypada 13%. W pięcioleciu tym przysrost sprzedaży produkcji i usług wyniesie 771 mln zł, zaś udział produkcji kompletnych samolotów w sprzedaży produkcji przemysłowej wzrósł z 17,8% do 43%. Wyprodukowano już ponad 500 samolotów Wilga i 100 samolotów Kruk. O ile w pierwszej połowie lat siedemdziesiątych istniał problem „co będziemy produkować, jakie są perspektywy rozwoju produkcji”, to w bieżącym pięcioleciu zasadniczy jest problem „jakimi działaniami zwiększać corocznie naszą produkcję, jak zabezpieczyć stale rosnące zapotrzebowanie na nasze wyroby”.

● Zakład Usług Agrolotniczych Centrum PZL-Warszawa wykonał w 1979 r. eksportowe usługi agrolotnicze będące odpowiednikiem sprzedaży 60 samolotów PZL-106 Kruk. Plan na 1980 r. przewiduje wykonanie za granicą prac agrolotniczych na terenie 1,5 mln ha. W kraju oprócz prac dla rolnictwa dokonano w 1979 r. zwalczania szkodników lasów na obszarze 120 tys. ha. Na 1980 r. przewidziana została podobna akcja na terenie 480 tys. ha. ZUA przynosi Centrum ponad połowę wartości rocznej sprzedaży i ok. 30% ogólnego eksportu. Wzrost działalności ZUA możliwy jest dzięki nakładom inwestycyjnym, głównie na zakup samolotów rolniczych, wynoszących w latach 1972÷1979 blisko 900 mln zł.



Rolniczy PZL-106A Kruk w NRD

Foto: *Flieger-Revue*

● Bezpośrednie połączenie lotnicze Zielona Góra—Warszawa—Zielona Góra uruchomiły PLL LOT od 1 kwietnia br. Rejsy odbywają się dwa razy dziennie.

● W styczniu br. dwa śmigłowce Mi-2 zakupili od nas Węgrzy. Śmigłowce mają wejść w skład wyposażenia Służby Ratowniczej Węgier.

● Jak donosi *Głos Zatoki* samolot M-18 Dromader w dniu 10 marca br. uzyskał certyfikat kanadyjski. Prowadzi się prace nad uzyskaniem dla M-18 certyfikatu w Jugostawii, USA i Francji.

● Połączenie czarterowe na trasie Warszawa—Chicago—Warszawa uruchomiły Polskie Linie Lotnicze LOT. Odloty odbywają się w każdą niedzielę. Począwszy zaś od 19 czerwca do 4 września br. w czwartki będzie się odbywał lot dodatkowy.

● Dwa kolejne egzemplarze samolotu M-20 Mewa z czterech dotychczas zmontowanych rozpoczęły loty doświadczalne w PZL-Mielec.

● PDPS PZL-Bielsko od 1 września br. wprowadza do Zespołu Szkół Zawodowych kształcących kadry dla lotnictwa nową specjalność zawodową — przetwórstwo tworzyw sztucznych. Ten rodzaj specjalizacji zawodowej jest konieczny z uwagi na produkcję szybowców laminatowych. Nauka w Zasadniczej Szkole Zawodowej trwa dwa lata. Uczniowie oprócz zajęć teoretycznych będą odbywać praktyki w warsztatach szkolnych PZL-Bielsko. Zainteresowanych prosimy o skontaktowanie się z Działem Spraw Pracowniczych PZL-Bielsko, Bielsko-Biała, ul. Cieszyńska 325, tel. 250-21.

● Nową siedzibę dla Centrum Astronomicznego PAN im. Mikołaja Kopernika oddano do użytku w Warszawie na Siekierkach. Znalazły tam pomieszczenia następujące pracownie naukowe: astrofizyki, dynamiki astronomicznej, ośrodek obliczeniowy z komputerem oraz biblioteka z czytelnią.

● W dniu 11 stycznia br. Muzeum Wojska Polskiego wzbogaciło się o nową, stałą ekspozycję. Jest nią wystawa obrazująca pierwszy lot Polaka w Kosmos. — ppłk. dypl. pil. Mirosława Hermaszewskiego. Wystawiono m.in. wiele przyrządów badawczych oraz ubiór kosmonauty do pracy na orbicie, skafander treningowy, kombinezon, pas ratunkowy.

● W Instytucie Lotnictwa prowadzone są prace badawcze nad rodziną lotniczych silników tłokowych PZL-Franklin. Doc. dr J. Chomiak w *Skrzydłach* pisze, że przebadano wpływ tłumików na pracę silnika oraz przeprowadzono analizę osiągnięć silników z różnymi gaźnikami i symulację procesów roboczych na EMC. Wykazała ona przewlekły proces spalania. Przez zmianę komory spalania i głowicy silnika można ten proces przyspieszyć uzyskując zmniejszenie zużycia paliwa. Do 1985 r. mają być przeprowadzone prace pozwalające na obniżenie zużycia paliwa o 15%. Prowadzone są prace nad wykorzystaniem ciepła oleju do odparowania mieszanki, co może poprawić rozkłady mieszanki, dać zmniejszenie toksyczności spalin oraz zwiększyć równomierność pracy silnika. Dalszymi pracami nad tymi silnikami będzie zwiększenie ich niezawodności oraz przedłużenie okresu międzyremontowego.

cd. ze s. 1

— Trzecia kategoria samolotów w naszych aeroklubach to samoloty wielozadaniowe o mocy 191 kW (260 KM) służące do holowania szybowców. Pomiędzy odległe już lata, gdy do holu używane były CSS-13. W tej kategorii Gawrony i Jaki-12, choć jeszcze mają przed sobą kilka lat użytkowania, jednak już dożywają swych dni. Podstawowy sprzęt będą stanowić Wilgi. Choć Wilgi są w użyciu od kilkunastu lat, wciąż są jednak produkowane — dlatego część samolotów tego typu jest młoda i ma przed sobą wiele lat służby. Ponieważ jednak minęło już 15 lat od rozpoczęcia ich produkcji — najwyższy czas, aby samolot poważnie zmodyfikować, gdyż inaczej zostanie „w tyle”

w stosunku do współczesnych samolotów i nie będzie konkurencyjny na rynkach zagranicznych. Rozpoczęcie produkcji Wilgi w 1965 r. wyraźnie wskazuje, iż modyfikacja samolotu nie powinna pojawić się później niż w dwudziestolecie tej daty, czyli w 1985 r.

— Czwartą kategorią są u nas samoloty do szkolenia i treningu skoczków spadochronowych, czyli 12-miejscowe An-2 o mocy silnika 736 kW (1000 KM). Choć pierwsze ich egzemplarze otrzymały aerokluby na początku lat sześćdziesiątych, lecz większa ich liczba znalazła się w klubach dopiero w połowie lat siedemdziesiątych. Póki ten samolot znajduje się w produkcji, a będzie to jeszcze trwać przez kilka lat, ma on przed sobą kilkanaście lat użytkowania.



RUMUNIA

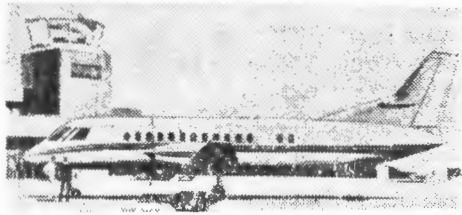
● Prototyp rumuńsko-jugosłowiańskiego lekkiego samolotu szturmowego Oreo uległ wypadkowi z powodu zgaśnięcia obu silników. Pilot katapultował się. Na samolocie użyte są angielskie silniki Viper. Przypuszcza się, iż wystąpiła awaria instalacji paliwowej.

● W Wlk. Brytanii rozpoczęło się szkolenie rumuńskiego personelu w związku z przygotowaniem i produkcją licencyjną 22 samolotów pasażerskich BAC-1-11. W 1986 r. przemysł rumuński będzie już samodzielnie budował kompletne samoloty.



SZWECJA

● Saab-Scania wraz z amerykańską wytwórnią Fairchild opracowuje projekt 30-miejscowego samolotu lokalnej komunikacji. Jest to dolnopłat napędzany dwoma silnikami turbośmigłowymi. Przewidywana prędkość przelotowa 500 km/h. Zasięg z pełnym ładunkiem 1300 km. Samolot ma być w sprzedaży w 1984 r.



USA

● Wytwórnia Cessna zebrała ponad 100 zamówień na odrzutowy samolot służbowy Citation III, którego dostawy rozpoczną się w końcu 1981 r.

● Dwusilnikowy samolot turbośmigłowy Piper Cheyenne 2 w morskiej wersji patrolowej kosztuje 1 mln dol.

● W trzecim prototypie śmigłowca Hughes YAH-64 statecznik o układzie T zastąpiono statecznikiem mocowanym do kadłuba, w celu poprawienia stateczności śmigłowca.

● Na zamówienie NASA wytwórnie amerykańskie opracowały pięć projektów wstępnych 30-miejscowego dwusilnikowego samolotu turbośmigłowego lokalnej komunikacji. Cessna i General Dynamics zaproponowały dolnopłaty, zaś wytwórnia Lockheed jeden samolot w układzie górnopłata i dwa dolnopłaty z silnikami na wysięgnikach po bokach tyłu kadłuba (układ analogiczny jak Caravelle).

● Na samolotach Grumman A-6 Intruder i EA-6B Provler wstrzymano loty w związku z kolejnymi katastrofami. Egzemplarz samolotu Provler kosztuje 35 mln dol. Przyczyny wypadków są badane.

● Wady silników F100 użytych na samolotach F-15 i F-16 spowodowały, iż silniki

muszą być odsyłane do wytwórni do przeróbki. Główną wadą silnika jest zmęczenie łopatek turbiny spowodowane ich przegrzaniem.

● Nowa wersja śmigłowca przeciwpancerne- go Bell AH-1T Cobra powstała przez zamontowanie na śmigłowcu silników o większej mocy i czterolopatowego wirnika.

● Wytwórnia Bell rozpoczęła dostawy śmigłowców Bell 222.

● Lotnictwo wojskowe USA nie wybrało żadnego ze stojących do konkursu na samolot transportowy, tzn. ani YC-14, ani YC-15, lecz zamówiło w wytwórni Boeing nowy projekt C-X ciężkiego samolotu dalekiego zasięgu. Przy masie własnej rzędu 150 t ma on zabierać ładunek 54 t na odległość 800 km, zaś jego maksymalny zasięg ma wynosić 5300 km.

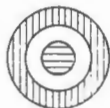
● W końcu ub.r. wykonała pierwszy lot dwumiejscowa treningowa wersja samolotu myśliwsko-szturmowego McDonnell-Douglas F-18 oznaczona TF-18.

● Samolot Ayres Thrush w wersji dwumiejscowej z silnikiem PZL-3S otrzymał oznaczenie Thrush PZL-600.

● 21 stycznia br. obchodzono 10-lecie służby samolotu Boeing 747 Jumbo Jet na liniach. W tym okresie dostarczono użytkownikom 420 samolotów B747 z 500 zamówionych.

● Wytwórnia Bell na podstawie prób swego przemiennopłata Bell XV-15 przystąpiła do projektowania 30-miejscowego przemiennopłata (pionowzlotu wirnikowego o przekręcanych wirnikach) pasażerskiego Bell D326 Clipper.

● Wytwórnia Rockwell rozważa przeprowadzenie modyfikacji bombowca B-1 na nosiciel pocisków krążących (cruise missile). Prace nad B-1 przerwano w 1977 r. z powodu kosztu jednostkowego samolotu wynoszącego aż 102 mln dol.



W. BRYTANIA

● Wytwórnia Westland zamówiła w wytwórni Link-Miles symulator do śmigłowca morskiego WG-34. Śmigłowiec znajduje się w fazie projektowania.

● Od dnia 1 kwietnia br. o 35% zostały podwyższone opłaty za lądowanie i postój samolotów na lotniskach brytyjskich.

● British Aerospace Scottish Division wyprodukował dotychczas 308 samolotów szkolnych Bulldog: 130 dla brytyjskiego RAF-u, 12 dla Ghany, 2 dla Hongkongu, 13 dla Jordanu, 13 dla Kenii, 6 dla Libanu, 15 dla Malajzji, 32 dla Nigerii, 78 dla Szwecji, 7 dla odbiorców nieujawnionych.

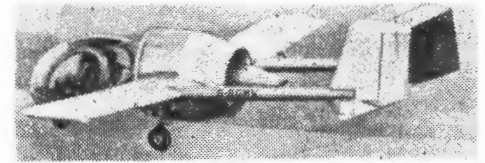
● Wartość eksportu brytyjskiego przemysłu lotniczego wyniosła w 1979 r. 1,269 mld £, w tym 588 mln £ samoloty, 550 mln £ silniki. Głównymi importerami byli USA, RFN i Francja.

● Państwowy koncern przemysłu lotniczego British Aerospace w 1979 r. zatrudnił 72 000 osób, a jego obroty wyniosły 3,5 mld funtów.

● 1 stycznia br. wykonał pierwszy lot dwumiejscowy mięśniolot śmigłowy Newbury Manflair.

● 14 grudnia ub.r. wykonał pierwszy lot trzymiejscowy samolot doświadczalny Opti-

ca, który zaprojektował J. Edgley z Cranfield College of Aeronautics. Samolot ma kadłub dwubelkowy, kabinę od śmigłowca Hughes 300 i otunelowane śmigło pchające napędzane silnikiem Lycoming 110 kW.



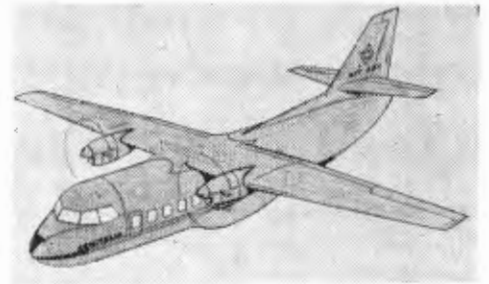
● Francuskie szybowce laminatowe zdobywają brytyjski rynek. Klub szybowcowy Midland zakupił szybowiec dwumiejscowy E-78 Silene, a zamierza kupić 6 dalszych. W Anglii jest prezentowany jednomiejscowy szybowiec laminatowy D-77 Iris.

● Do 17 stycznia br. samoloty Concorde przewoziły ćwierć miliona pasażerów.



WŁOCHY

● Aeritalia opracowuje projekt 30-miejscowego samolotu lokalnej komunikacji AIT-230 o układzie dwusilnikowego górnopłata. Samolot jest projektowany z myślą o ewentualnym opracowaniu odmian 50- i 60-miejscowych. Wzrost zapotrzebowania na samoloty tej klasy pozwala wytwórni sądzić, że do 1995 r. uda się jej sprzedać 350÷400 AIT-230.



● Wytwórnia Partenavia sprzedawała dotychczas 200 dwusilnikowych samolotów dyspozycyjnych P-68 Victor. Obecnie rozpoczęła ona dostawy wersji P-68C wyposażonej w silniki z turbosprężarką.



ZSRR

● W 1980 r. Aeroflot ma wykonać zabiegi agrolotnicze na obszarze 91 mln ha w ciągu 12,8 mln h lotów. Głównym zadaniem samolotów rolniczych jest rozrzucanie nawozów sztucznych. Jednak i w innych akcjach samoloty używane są masowo, np. w ub.r. 1250 An-2 użyto do niszczenia liści bawełny.

● Dla ochrony lasów przed pożarami w ZSRR funkcjonuje 17 baz lotniczej straży pożarnej zatrudniającej łącznie 10 tysięcy lotniczych strażaków, biorących stały udział w patrolowaniu lasów i zwalczaniu pożarów.



Ceny samolotów rolniczych, śmigłowców, szybowców i motoszybowców

Samoloty rolnicze		HILLER		SCHEIBE	
AIR TRACTOR		UH-12 E		SF-H34	
AT-301	74 900 dol.		113 500 dol.		40 950 DM
AT-302	152 500 dol.	HUGHES		SCHEMP-HIRTH	
AT-302 A	164 500 dol.	300 C	77 600 dol.	Nimbus 2C	67 200 DM
AT-400	188 500 dol.	500 D	232 000 dol.	Mini Nimbus C	43 680 DM
AYRES		ROBINSON		Janus B	59 325 DM
Thrush S2R-T-34	222 500 ÷ 229 500 dol.	R 22	41 000 dol.	Janus C	72 975 DM
Thrush S2R-T15	207 000 ÷ 212 500 dol.	SIKORSKY		SCHLEICHER	
Thrush S2R-T11	178 000 dol.	S 76 Spirit		ASW 19 B	
Thrush S2R-600 (PZL)	112 000 dol.	1 275 000 dol.		ASW 20	
Thrush S2R-600 (P W)	99 500 dol.	Szybowce		ASW 20 L	
CESSNA		CARMAM J.P.		ASK 21	
AgWagon	52 875 dol.	15-36 A	70 092 Fr.	SCHWEIZER SGS	
AgTruck	60 200 dol.	15-36 AR	77 490 Fr.	1-26 E	12 995 dol.
AgHusky	67 600 dol.	CAPRONI CALIF		2-33 A	18 995 dol.
EAGLE AIRCRAFT		A-21S		1-35 C	19 995 dol.
Eagle 200	78 000 dol.	A-21S		SZD	
Eagle 300	89 900 dol.	GLASFLUGEL		Fuchacz	
PIPER		Mosquito		Jantar 2 B	
Pawnee D	45 880 dol.	37 590 DM		Standard Jantar 2	
Pawnee Brave 300	64 480 dol.	GLASER-DIRKS		SLINGSBY	
Pawnee Brave 375	86 150 dol.	DG 100		T.65 Vega	
SCHAPEL AIRCRAFT Co.		DG-200-17		T.65 Sport Vega	
S-525 Super Swat	196 000 dol.	DG-200 A Acroracer		Motoszybowce	
WEATHERLY AVIATION		GROB		FOURNIER	
620	66 500 dol.	Speed Astir II		RF 9	
620 TP	139 000 dol.	Standard Astir II		146 000 Fr.	
Śmigłowce		Club Astir II		GROB	
AEROSPATIALE		Twin Astir II		G 109 Motor Astir	
AS.350 D	252 000 dol.	ICA		71 280 DM	
SA.360 C	725 000 dol.	Brasov IS-28 B2		SCHEIBE	
SA.365 C	995 000 dol.	8 200 £		SF-25 c Falke 76	
SA.330 J	2 432 000 dol.	ISSOIRE SIREN		SF-25 E Super Falke	
AGUSTA		D 77 Iris		SF-28 A Tandem Falke	
A 109 A	810 000 dol.	56 540 Fr.		SLINGSBY	
BELL		ROLLADEN-SCHNEIDER		T.61 G Falke	
205 A-1	925 000 dol.	LS3-A		15 200 £	
206 B	245 000 dol.	LS3-17			
206 L-1	410 000 dol.	38 660 DM			
212 (PT 63)	1 185 000 dol.	41 904 DM			
212 (PT 63 B)	1 200 000 dol.				
214 B	1 800 000 dol.				
222	975 000 dol.				
ENSTROM		Objaśnienia: dol. — dolary — USA, Fr. — franki — Francja, DM — marki — RFN, £ — funty — W. Brytania, Lit. — liry — Włochy. Ceny na rynku kraju, w którego walucie podana jest cena.			
F-28 C-II	105 000 dol.	Zródła: Flight International, 8 March 1980, Flight International, 9 February 1980			
F-280 C Turbo Shark	110 000 dol.				

Chronologia dalszego rozwoju wydarzeń

Przedstawiciele McDonnell Douglas krytykują decyzję zawieszenia wszystkich DC-10, gdyż zarówno wypadek, jak i pęknięcia dotyczyły samolotów DC-10-10, a na DC-10-30 i DC-10-40 nie wykryto żadnych defektów.

7 czerwca. FAA wydaje polecenie zbadania dokumentacji obsługowej ośmiu amerykańskich linii lotniczych. Poszukiwania idą w kierunku ustalenia:

— czy wykryte defekty mają związek z obsługą lub stosowanymi instrukcjami,

— czy przyjęte metody obsługi są wystarczające do zapewnienia stałej sprawności samolotu (*Continued Airworthiness*),

— czy defekty nie są spowodowane brakiem instrukcji lub informacji dla personelu obsługującego lub nadzorującego,

— czy defekty są wynikiem nieprzestrzegania wymagań i poleceń FAA oraz zalecanej przez FAA praktyki.

Linie zostają zobowiązane do przedstawienia dokumentacji obejmującej:

— rejestr zmian, modyfikacji, napraw, wymiany części elementów połączenia pylonu i skrzydła,

— wykaz czynności demontażu i montażu pylonu wraz z podaniem metody,

— korespondencję na temat pylonu i jego części składowych z wytwórcą i dostawcami części zamiennych, dotyczącą defektów, napraw, obsługi,

— wykaz twardych lądowań, napotkanej w locie turbulencji, przypadków podwyższonych drgań silnika i uszkodzenia silnika przez obiekty zewnętrzne.

FAA tworzy cztery grupy robocze, z których każda udaje się do innej linii lotniczej. Piąta grupa zapoznaje się z rezultatami w Waszyngtonie. Do badania spraw strukturalnych, związanych z certyfikacją zawieszenia pylonu, zostaje powołanych pięć grup specjalistów. Sześciuosobowa grupa zajmuje się sprawdzaniem rozwiązań konstrukcyjnych. Pozostałe grupy otrzymują zadania z zakresu biuletynów obsługowych, sprawdzenia rejestru defektów, przeglądu zanotowanych trudności obsługowych i dyrektyw (AD).

12 czerwca. W Strassburgu zbiera się 21 członków European Civil Aviation Conference. Europejscy użytkownicy DC-10 są niezadowoleni z decyzji FAA. Przeglądy wykonane przed 6 czerwca nie wykryły istotnych braków na żadnym z 75 samolotów DC-10 użytkowanych w Europie.

Powołano komisję roboczą złożoną z przedstawicieli linii Alitalia, Swissair i British Caledonian dla zbadania dostępnych danych na temat pęknięć tylnego okucia zawieszenia pylonu i opracowania zalecanej procedury przeglądów prewencyjnych. Procedura zostaje przedyskutowana (15 czerwca) przez specjalistów z zakresu wytrzymałości i zdadności do lotu (*airworthiness*), a następnie (18 czerwca) przedstawiona plenum konferencji.

18 czerwca. Dwudziestu jeden członków ECAC postanawia wznowić ważność certyfikatu samolotów DC-10 zarejestrowanych w ich krajach pod warunkiem dokonywania przez użytkowników przeglądów według uzgodnionej procedury. Owa uzgodniona „europejska” procedura przeglądów DC-10 obejmuje, jako wstępne:

— jednorazowy przegląd wszystkich samolotów DC-10 w zakresie podanym w dyrektywach FAA i biuletynach wytwórcy oraz zbadanie ośmiu dodatkowych miejsc w okolicy przedniego i tylnego okucia oraz okuć przenoszących siłę podłużną,

— specjalny jednorazowy przegląd każdego samolotu, który wykonywał lot po wyłączeniu silnika w powietrzu. Przegląd ten wprowadzono po wykryciu pęknięcia w poziomej ścianie dźwigara samolotu linii United, który wykonywał godzinny lot z wyłączonym i wiatrakującym silnikiem.

Po tych przeglądach „zerowych” przewidziano kolejne przeglądy obejmujące wszystkie miejsca wskazane przez FAA i wytwórcę, a także pewne punkty uznane za konieczne w świetle doświadczeń użytkowników europejskich.

Pierwszy przegląd miał być wykonany po 100 h od przeglądu „zerowego”, następne po 450 h i 1150 h.

Ponadto opracowano przeglądy specjalne, które mają być wykonywane w przypadkach, gdy zachodzi podejrzenie, że pylon został poddany znacznym obciążeniom, a mianowicie:

- twardego lądowania,
- silnej turbulencji w locie,
- wyłączenia silnika w locie,
- każdego kontaktu z urządzeniami naziemnymi.

Przegląd ten jest dwustopniowy. Pierwszy stopień to oględziny zewnętrzne pylonu, zawieszenia silnika i okuć na skrzydle. Jeśli stan wymienionych elementów nasuwa podejrzenie, prowadzi się przegląd drugiego stopnia, obejmujący pełny demontaż pylonu. Po zakończeniu każdej wymiany pylonu przeglądane są miejsca, które, jak wykazały doświadczenia, są stosunkowo łatwe do uszkodzenia przy nieprawidłowym wykonaniu tej operacji.

*

W Stanach Zjednoczonych obowiązują w tym czasie, wydane na początku czerwca, przepisy Special Federal Aviation Regulation 40 (SFAR 40) zakazujące samolotowi DC-10 wykonywania startów i lądowań w USA.

19 i 20 czerwca. Europejscy użytkownicy DC-10 wznowiają loty swoich samolotów.

Tymczasem zespoły specjalistyczne FAA prowadzą studia nad konstrukcją pylonu, obejmujące analizę obciążeń zewnętrznych, rozkłady naprężeń w konstrukcji, analizę pracy po częściowym pęknięciu, badanie stateczności flatterowej po wystąpieniu pęknięć obsługowych w okolicy tylnej wręgi, statystykę dotychczasowych problemów i defektów, przegląd biuletynów serwisowych, a także badają okoliczności pęknięcia prawego pylonu samolotu linii United. Prowadzone są także studia nad programem przeglądów warunkujących przywrócenie certyfikatu oraz opracowuje się zalecane metody obsługi.

*

Delegacja 13 krajów-uczestników Europejskiej Konferencji Lotnictwa Cywilnego (ECAC) występuje do FAA z protestem przeciwko SFAR 40 stwierdzając, że wydanie tych przepisów jest sprzeczne z art. 33 Konwencji Międzynarodowej Lotnictwa Cywilnego, znanej jako Konwencja z Chicago. Artykuł 33 Konwencji, podpisanej 7 grudnia 1944 r., głosi: „Świadczenia sprawności technicznej, świadectwa uzdolnienia i licencje, wydane lub uznane za ważne przez to z umawiających się państw, w których statek powietrzny jest zarejestrowany, będą uznane za ważne przez inne umawiające się państwa pod warunkiem, że wymagania, na podstawie których wspomniane zaświadczenia i licencje zostały wydane lub uznane za ważne, są równe lub wyższe od warunków minimalnych, które mogą być ustalane co pewien czas na podstawie niniejszej Konwencji” (tekst polski na podstawie *Zbioru Konwencji Lotniczych*. Wyd. Komunikacyjne, Warszawa 1951).

Departament Stanu natomiast, jak oświadcza jeden z urzędników, stoi na stanowisku, że akcja FAA jest oparta na przepisach Federal Aviation Act oraz przepisach międzynarodowych zobowiązujących ją do zapewnienia bezpieczeństwa w lotnictwie. Podjęte działania nie są, jego zdaniem, objęte artykułem wspomnianej Konwencji, gdyż sprawa nie zaszła jeszcze tak daleko, jest ciągle w stadium badań i nadal są w USA uzasadnione wątpliwości co do bezpieczeństwa DC-10, niezależnie od tego, czy problem wynika z konstrukcji, czy obsługi. Przedstawiciel Departamentu Stanu stwierdza również, że dopóki FAA nie przekona się o bezpieczeństwie użytkowania samolotu, nie ma obowiązku dopuszczenia tego samolotu do lotów w przestrzeni powietrznej USA.

23-26 czerwca. Po wycofaniu (6 czerwca) przez FAA certyfikatu DC-10, firma McDonnell Douglas miała 10 dni na

ewentualne złożenie odwołania i uczyniła to 15 czerwca. Odwołanie to musiało być, z mocy prawa, rozpatrzone w terminie 60 dni, toteż pierwsze posiedzenie NTSB wyznaczono na 25 czerwca w Los Angeles. FAA zwraca się do firmy McDonnell Douglas o zgodę na przesunięcie posiedzenia na 2 lipca dla pełniejszego zgromadzenia materiałów. Posiedzenie zorganizowane 25 czerwca oderwałoby specjalistów od ich zajęć, w rezultacie opóźniając sprawę. McDonnell Douglas podejmuje ryzyko i wyraża zgodę, choć tym samym, według prawa, znosi obowiązek NTSB rozpatrzenia sprawy w ciągu 60 dni. Liczy jednak na szybsze jej zakończenie.

5 lipca. Przedstawiciele FAA oświadczają, że nie wady rozwiązania konstrukcyjnego, ale uszkodzenia spowodowane niewłaściwą obsługą doprowadziły do katastrofy N110AA w Chicago.

*

FAA zapoznało się z historią defektów połączenia pylonu ze skrzydłem, jakie występowały w eksploatacji na samolotach DC-10 zarejestrowanych w USA. Lista defektów obejmuje:

- luźne sworznie łączące ścianki pylonu — 18 przypadków,
- uszkodzone tulejki elementu przenoszącego siłę nośną — 8 przypadków,
- luz sworznia tylnego zawieszenia — 5 przypadków,
- pęknięcie kulistej części tylnego przegubu — 5 przypadków,
- ścięcie sworznia mocującego okucie — 4 przypadki,
- pęknięcia tylnego okucia — 3 przypadki,
- pęknięcia struktury pylonu — 3 przypadki.

*

Badanie szczątków N110AA wykazało, że tylna wręga oddzieliła się od pylonu właśnie wzdłuż pęknięcia przedniej półki, długość pęknięcia była wyjątkowo duża (sięgała 25 cm). Część pęknięcia spowodowana była uderzeniem przy obsłudze, ale ostatnie 2÷3 cm, zanim pęknięcie objęło całą szerokość pylonu, miały charakter zmęczeniowy. Był to jedyny przypadek zmęczeniowego wzrostu pęknięcia tego rodzaju. Na żadnym z pozostałych samolotów fakt taki nie miał miejsca, choć pęknięcia następowały w ciągu wielu godzin eksploatacji. Gdy pylon został pozbawiony wręgi tylnej, nastąpił obrót silnika wraz z pylonem do góry, wokół krawędzi natarcia skrzydła, połączony ze zniszczeniem pozostałych okuć, prowadząc do oderwania się pylonu.

6 lipca. McDonnell Douglas wydaje „alarmowy biuletyn obsługowy” (*alert service bulletin*) A54-71, nakazujący szczegółowy przegląd pylonów DC-10, pomyślany jako prowadzący do dopuszczenia samolotów do użytkowania. Dwa dni później te same przeglądy zaleca FAA (która według przepisów amerykańskich nie może wydać biuletynu obowiązującego w odniesieniu do samolotu, który nie ma certyfikatu).

7 lipca. W czasie wymaganego przeglądu United Airlines znajduje pęknięcie przedniego prawego kątownika środkowej wręgi pylonu.

Samolot, na którym wykryto pęknięcie miał 11 000 h lotu. Zostaje on przeprowadzony, przy wszystkich silnikach pracujących, do zakładów McDonnell Douglas w Long Beach. Stan pękniętych części wyraźnie wskazuje, że pęknięcie istniało przez długi czas. Kątownik nie przenosi praktycznie żadnych obciążeń, łączy tylko dodatkową poziomą ściankę znajdującą się wewnątrz pylonu z pokryciem pylonu i usztywnia pokrycie na wyboczenie. Odcinek kątownika o długości ok. 28 cm, tuż obok otworu na śrubę, jest pęknięty wzdłużnie.

Przedstawiciele United stwierdzają, że jest to „najbardziej niezwykle pęknięcie”, że na pewno nie jest ono spowodowane przeciążeniem konstrukcji, gdyż wtedy przeszłoby przez otwór śruby. Miejsce to nie było przeglądane poprzednio, gdyż nie uważano go za istotne pod względem wytrzymałościowym, dopiero ostatni biuletyn nakazał zwrócić na nie uwagę.

9 lipca. Takie same pęknięcia zostają wykryte na dwóch DC-10 Trans International Airlines. Samoloty te (typu DC-10-30), znajdują się w eksploatacji od siedmiu lat i mają po ok. 20 000 h lotu.

12÷14 lipca. FAA otrzymuje informacje o wykryciu identycznych pęknięć na siedmiu (spośród 60) przejranych samolotów. Pęknięcia mają długość 20÷25 cm, jedno nawet

33 cm, ale wszystkie określane są jako nie spowodowane zmęczeniem. Szef FAA Langhorne M. Bond oświadcza, że w tej sytuacji planowane w ciągu najbliższych dni przywrócenie certyfikatu musi zostać odłożone.

Tymczasem przygotowane są do podpisania natychmiast po przywróceniu certyfikatu DC-10 (jeszcze raz problem prawny — nie może być wydana AD dla samolotu nie mającego certyfikatu) już trzy *Airworthiness Directive*.

Pierwsza AD wymaga wykonania przeglądów (które właśnie zostały zakończone) oraz powtarzania ich po wprowadzeniu samolotu do eksploatacji.

Druga AD obejmuje zapewnienie działania mechanizmu napędu slotów. Wymaga ona:

— wizualnej inspekcji całego mechanizmu napędu łącznie ze sprawdzeniem ogólnego stanu, stopnia zużycia i ewentualnej korozji,

— takiej samej inspekcji mechanizmu synchronizacji wychylenia slotów,

— sprawdzenia działania (przeglądu połączonego z próbą funkcjonalną) mechanizmu napędu slotu zewnętrznego i wewnętrznego dla określenia zabezpieczenia elementów tego układu i swobody ruchów wszystkich części.

Trzecia z dyrektyw wymaga:

— zainstalowania dwóch komputerów sterujących silnikami (system auto-throttle) i kontrolujących prędkość zgodnie z wytycznymi FAA, aby zapewnić ostrzeżenie o przeciągnięciu oparte na sygnałach dwóch czujników kąta natarcia oraz pozycjach obu zewnętrznych grup slotów, poza sygnałami wykorzystywanymi w istniejącym układzie, albo

— zmodyfikowania systemu ostrzegania o przeciągnięciu oraz systemu automatycznego sterowania slotami tak, aby pojedynczy komputer obejmował ostrzeżenie na wszystkich sygnałach wymienionych poprzednio.

Linia United stosuje pojedynczy komputer, inne linie stosują dwa.

FAA zmienia także listę minimalnego wyposażenia samolotu, wprowadzając wymaganie, aby miał on dwa działające układy ostrzegania o przeciągnięciu.

*

Podczas dyskusji w Senackiej Komisji Handlu, Nauki i Transportu jeden z wiceprezesów linii American zgłasza wykrycie istnienia w pylonie samolotu N110AA dodatkowych podkładek o wymiarach 25 × 2,5 cm i grubości ok. 1,3 mm, umieszczonych między przednią półką tylnej wręgi pylonu a poziomą ścianką nitowaną od góry na tę półkę. Podkładowki takie, jak wyjaśnia FAA, stanowią popularną i akceptowaną praktykę w montażu konstrukcji lotniczych, nie mogły też w żadnym razie przyczynić się do powstania pęknięcia. Przedstawiciele American utrzymują jednak, że podkładka zmniejszyła luz, jaki istniał między przednim uchem okucia skrzydłowego a ścianką dźwigara pylonu i że wobec tego ułatwiła powstanie pęknięcia, choć samo pęknięcie ma charakter obsługowy.

*

Wprowadzenie DC-10 do eksploatacji wymaga trzech kolejnych akcji prawnych:

- przywrócenia certyfikatu DC-10,
- wykonania (wydanych oficjalnie po przywróceniu certyfikatu) trzech wspomnianych wyżej dyrektyw,
- wycofania przepisów SFAR-40 zakazujących DC-10 lotów w przestrzeni powietrznej USA.

13 lipca. Samoloty DC-10 zostają dopuszczone do lotu po wykonaniu prac wymaganych przez trzy AD wydane przez FAA.

Stowarzyszenie pasażerów linii lotniczych APA podejmuje próbę ponownego „uziemia” DC-10, ale Sąd Apelacyjny Kolumbii odrzuca petycję. Nawet gdyby akcja APA była skuteczna, doprowadziłaby jedynie do wstrzymania eksploatacji DC-10 rejestrowanych w USA, natomiast obce linie mogłyby użytkować, wobec unieważnienia SFAR 40, swoje DC-10 w lotach do i z USA.

Pęknięcia kątownika wykryte 7 lipca mają, jak się okazało, charakter wady produkcyjnej (według doświadczenia przedstawiciela McDonnell Douglas). Zostały spowodowane nieprawidłowym ustawieniem elementów łączących ściankę z pokryciem pylonu (na 30 samolotach). Nowa procedura kontroli jakości ma uniemożliwić powtórzenie się ich w przyszłości. Te pęknięcia nie miały, z czym zgodzili się wszyscy, żadnego związku z pęknięciami wręgi tylnej, choć W. Walton, specjalista NASA z zakresu dynamiki konstrukcji, podejrzewał ich związek z podmuchami, na jakie trafiał samolot w locie.

13÷16 lipca. Amerykańskie Linie Lotnicze wprowadzają DC-10 do eksploatacji.

Europejskie linie lotnicze wznawiają loty DC-10 do USA. W pierwszych rejsach wypełnienie nie jest duże, ale w ciągu paru dni osiąga normalny poziom.

*

Grupy robocze FAA opracowały wnioski i zalecenia, mające znaczenie dla przyszłej eksploatacji DC-10. Grupa badająca procedury obsługowe wydała następujące zalecenia:

— montaż silnika i pylonu musi odbywać się kolejno, nigdy w zespole,

— podnoszenie pylonu musi być wykonywane za pomocą urządzenia zapewniającego możliwość łatwego ustawiania się pylonu i dopasowania okuć,

— muszą być opracowane sposoby kontroli pylonu.

Grupa badająca zagadnienia konstrukcyjne stwierdziła m.in.:

— pewne niedostatki w analizie wytrzymałości po pęknięciu zmęczeniowym tylnej wręgi pylonu,

— nieuwzględnienie w tej analizie faktu zainstalowania (w 1976 r.) cięższych silników,

— nieuwzględnienie przypadku pęknięcia elementu przenoszącego ciąg silnika lub tulejki tego elementu.

Raport FAA podkreśla, że zakres i częstotliwość przeglądów, jakie zdaniem FAA są niezbędne dla zapewnienia bezpieczeństwa konstrukcji DC-10, skłaniają do wydania zalecenia przekonstruowania niektórych jego elementów. Wymagana procedura przeglądów obejmuje:

— co 100 h lotu — przegląd okucia tylnego, sprawdzenie sworzni i nakrętki oraz przegląd elementu przenoszącego siłę podłużną wraz z jego sworzniami,

— po 300 h lotu od pierwszego przeglądu, a następnie co 600 h — sprawdzenie metodą prądów wirowych górnej ścianki pylonu i półki okucia tylnego.

Również co 300 h wymagany jest przegląd (z lupą o powiększeniu 10 X) przednich okuć zawieszenia pylonu. Po 900 h od przeglądu wstępnego, a następnie co 600 h — badanie ultradźwiękowe zewnętrznych części tylnego okucia pylonu i okucia skrzydłowego. Gruntowniejsze przeglądy wymagane są co 1500 i 3000 h od pierwszego przeglądu oraz przy wielokrotności tychże czasów.

*

Przedstawiciele McDonnell Douglas wyrażają opinię, że nie ma potrzeby modyfikacji konstrukcji pylonu oraz że dwa lata częstych przeglądów, opisanych wyżej, mogą tę opinię ugruntować. Pozostałe zmiany zalecane przez FAA zostały tymczasem wprowadzone na samolotach.

*

NTSB (National Transportation Safety Bureau) podczas sesji poświęconej wypadkowi w Chicago zajęło się różnymi problemami związanymi z DC-10. Omawiano:

— wręgę pylonu tylnego. NTSB wyraziło przekonanie o prawidłowości przyjętego rozwiązania, choć przedstawiciele American starali się je krytykować. Stwierdzono ostatecznie, że jedyną przyczyną pęknięć były uszkodzenia obsługowe;

— położenie przewodów elektrycznych i hydraulicznych w skrzydłach. Według wypowiedzi osób biorących udział w sesji przewody te są dostatecznie głęboko schowane, aby były chronione przed uszkodzeniami. Przesunięcie ich w obręb spływowej części skrzydła naraziłoby je na zniszczenie przy innych ewentualnych awariach;

— awarię urządzeń ostrzegających o przeciągnięciu. Awaria ta była spowodowana m.in. uszkodzeniem przewodów od czujników położenia zewnętrznej części slotów. FAA wprowadziło obowiązek zainstalowanego podwójnego systemu czujników i przewodów;

— wyłączenie zasilania przyrządów na tablicy kapitana. Instalacja elektryczna DC-10 jest rozdzielona tak, aby w razie częściowej awarii zacięcia nie obejmowały całej instalacji. Przyrządy mogły być jednak przełączone, przez pilota lub mechanika, na zasilanie z drugiej sieci;

— wytrzymałość na brutalną obsługę. Wymagania FAA w tej sprawie podwyższone zostały w 1976 r., a prawo nie działa wstecz. Zresztą nawet te wymagania nie obejmują takich zniszczeń, jakie doprowadziły do katastrofy.

*

Omawiano także procedury obsługowe, które doprowadziły do zniszczenia okuć. Stwierdzono, że uderzenie podczas montażu mogło spowodować powstanie omawianych pęknięć ścianki.

Użycie podkładek, kwestionowane przez przedstawicieli linii American, do połączenia półki okucia ze ścianką dźwigara nie miało decydującego wpływu na możliwość powstania pęknięć, choć miało wpływ na ich długość. Bez podkładek pęknięcia mogły mieć długość tylko 18÷23 cm, zaś takie pęknięcia, jakie wystąpiło w N110AA mogło powstać tylko w pylonie, w którym użyto podkładek (choć podkładka powiększała nieco wytrzymałość wręgi pylonu). Podkładki takie zostały użyte na 23 samolotach, później zmieniono technologię montażu. Linia American nie zrezygnowała z eksploatacji samolotów, w których znajdują się podkładki.

*

American Airlines zmienia procedurę awaryjną dla przypadku częściowej utraty ciągu podczas startu. Zamiast dotychczasowego zalecenia wykonywania lotu z prędkością v_2 , zostaje wprowadzona zasada niezmnieszenia prędkości, jaką miał samolot w chwili awarii. Obrazowe określenie użyte przez jednego z komentatorów brzmi: „Niekiedy prędkość może być lepszym przyjacielem załogi samolotu niż wysokość”.

Zakończenie

Sprawa DC-10 miała, ze względu na liczbę samolotów tego typu i ich zdolność przewozową, duży wpływ na sytuację w komunikacji lotniczej na świecie. Wycofanie certyfikatu i wstrzymanie eksploatacji samolotu spowodowało poważne straty linii lotniczych. Szacunkowa wysokość tych strat bywała określana różnie; wysokość strat dziennych linii amerykańskich była oceniana na 7 mln dol. USA, ale ok. 92 mln ogółem — licząc efekty finansowe wykorzystania zastępczych typów samolotów.

Nie brak jednak i innych ocen. Przedstawiciel Air Transport Association podkreślił w jednej ze swoich wypowiedzi, że właśnie w czasie zawieszenia DC-10 linie amerykańskie osiągnęły, po raz pierwszy od czasów drugiej wojny światowej, wypełnienie ponad 70%. Przy tak znacznym wypełnieniu, powiedział dalej, trudno sobie wyobrazić, w jaki sposób linie lotnicze mogły uniknąć... zysków.

Zawieszenie certyfikatu DC-10 i związane z tym straty zmieniają prawdopodobnie nieco system gwarancji, jakich nabywca wymaga od producenta sprzętu lotniczego. Można spodziewać się, że przyszłe kontrakty będą obejmowały dokładne określenie zasad odpowiedzialności finansowej dla takiego przypadku. Nie jest też wykluczone, że podobne sytuacje będą uwzględniane w działalności towarzystw ubezpieczeniowych.

*

Wypadek lotniczy na ogół nie jest spowodowany jakąś pojedynczą przyczyną, lecz raczej wieloma niekorzystnymi zbiegami okoliczności, które dopiero występując jednocześnie prowadzą do katastrofy samolotu. Okoliczności, które przyczyniły się do wypadku w Chicago zostały ujawnione w trakcie opisanych wyżej działań wszystkich zainteresowanych stron. Można jednak sądzić, że wykrycie okoliczności, które doprowadziły do katastrofy, pozwoliło na podniesienie bezpieczeństwa komunikacji lotniczej, co jest niewątpliwie najważniejszym celem pracy podjętej przez instytucje badające wypadki.

Na podstawie „Aviation Week and Space Technology”, „Flight” i in. — opracował mgr inż. Andrzej Kardymowicz

Kaczka a samolot konwencjonalny

Mgr inż. JAN STASZEK

Oznaczenia

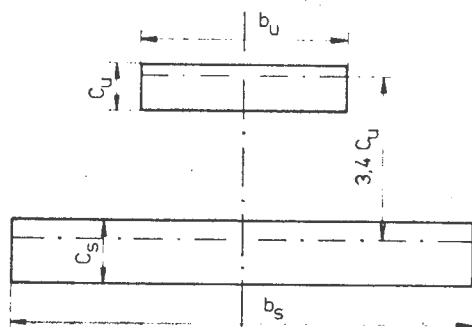
α	-- kąt natarcia skrzydła,
β	-- kąt zaklinowania usterzenia,
b	-- rozpiętość,
c_s	-- średnia cięciwa skrzydła,
c_u	-- średnia cięciwa usterzenia,
C'_{xs}	-- współczynnik oporu skrzydła w strumieniu odchylonym,
C'_{zu}	-- współczynnik siły nośnej skrzydła w strumieniu odchylonym,
C_{xs}	-- współczynnik oporu skrzydła,
C_{xu}	-- współczynnik oporu usterzenia,
C_{zu}	-- współczynnik siły nośnej usterzenia,
e	-- odległość za krawędzią spływu, gdzie wir podkowiasty jest w pełni uformowany,
ε	-- kąt odchylenia strug,
K	-- stała Kadena,
λ	-- wydłużenie,
q	-- ciśnienie dynamiczne,
r_r	-- promień rdzenia wiru podkowiastego,
S_s	-- powierzchnia skrzydła,
S_u	-- powierzchnia usterzenia,
$\sigma = \frac{S_u}{S_s}$	-- stosunek powierzchni usterzenia do powierzchni skrzydła.

Zagadnienia dotyczące układu kaczki, ujęte przede wszystkim od strony jakościowej, są przedstawione w pracy [8]. W konkretnych zastosowaniach ważne jest jednak ilościowe określenie wpływu odchylenia strug za usterzeniem na skrzydło główne układu kaczki oraz porównanie właściwości aerodynamicznych tego układu z powszechnie stosowanym układem konwencjonalnym. Ponieważ w literaturze brak danych dotyczących wpływu wydłużenia i wielkości kąta zaklinowania usterzenia kaczki oraz wielkości skręcenia skrzydła i jego umiejscowienia na charakterystyki aerodynamiczne układu, w niniejszym artykule dokonano obliczeń biegunowych w zależności od zmian ww. parametrów, stosując przybliżoną, półempiryczną metodę oraz wykorzystując częściowo dane z dmuchań tunelowych.

Odchylenie strug za usterzeniem kaczki

Przy zniekształceniu przepływu spowodowanym usterzeniem kąt, pod którym poszczególne części skrzydła kaczki są omywane przez powietrze, jest różny wzdłuż rozpiętości. Dokładne określenie rozkładu prędkości w przestrzeni za usterzeniem kaczki jest bardzo trudne, ponieważ w pobliżu skrzydła warstwa wirowa spływająca z usterzenia nie jest jeszcze całkowicie zwinięta, zaś wir podkowiasty jest dopiero w fazie formowania się. Odległość za płatem, w której wir podkowiasty można uważać za całkowicie uformowany, została określona przez Kadena [3] i wyraża się wzorem:

$$e = K \frac{\lambda^2}{C_z} \cdot c \quad (1)$$



Rys. 1. Układ kaczki przyjęty do obliczeń: $\lambda_s = 7$, λ_u — zmienne,

$\sigma = \frac{S_u}{S_s}$ zmienne

przy czym dla eliptycznego rozkładu obciążenia wzdłuż rozpiętości współczynnik $K = 0,28$.

Z powyższego wzoru wynika, że dla usterzenia o wydłużeniu $\lambda_u = 5$ odległość ta wynosi:

$$e = 7 \frac{c}{C_z}$$

Skrzydło znajduje się w odległości równej ok. $4c_u$ za usterzeniem. Można więc obliczyć, że warstwa wirowa jest całkowicie zwinięta i wir podkowiasty zupełnie uformowany dopiero wtedy, gdy:

$$4c_u = 7 \frac{c_u}{C_{zu}}$$

a stąd

$$C_{zu} \approx 1,75$$

Oznacza to, że przy $C_{zu} < 1,75$ przepływ za usterzeniem (w miejscu, gdzie znajduje się skrzydło) jest jeszcze w fazie kształtowania się i rozkład prędkości oraz związany z nim rozkład kątów odchylenia strug jest bardzo trudny do teoretycznego określenia.

Uwzględniając powyższe, do obliczeń przyjęto wyznaczony doświadczalnie rozkład pionowych składowych prędkości strug za usterzeniem, określający kąty odchylenia strumienia w granicach rozpiętości usterzenia b_u . W części zewnętrznej skrzydła (poza zasięgiem rozpiętości usterzenia) założono hiperboliczny rozkład prędkości wg równania

$$v \cdot r = \text{const}$$

opierając się na prędkościach wyznaczonych doświadczalnie dla części wewnętrznej i rdzenia wiru.

Na rys. 1 pokazano przyjęty do obliczeń układ kaczki, zaś pionową odległość płata od płaszczyzny poziomej przechodzącej przez oś aerodynamiczną usterzenia ilustruje rys. 4.

Na rys. 2 pokazano kształtowanie się i położenie osi wiru podkowiastego zgodnie z pomiarami NACA [4], zaś na rys. 3 — wykresy zmierzonych kątów odchylenia strug wzdłuż linii przecięcia płaszczyzny pionowej zawierającej oś aerodynamiczną skrzydła z płaszczyznami poziomymi, których pionową odległość od osi aerodynamicznej usterzenia podano w jednostkach rozpiętości usterzenia b_u ($+0,5 b_u$, $0,0 b_u$, $-0,05 b_u$, $-0,1 b_u$).

Na rys. 4 pokazano konstrukcję geometryczną pozwalającą na określenie pionowych składowych prędkości przepływu z rozkładu prędkości danego przez wir Rankina, którego oś oraz średnicę rdzenia przyjęto również wg pomiarów NACA. Położenie osi wiru pokazano na rys. 2 i 3, przy czym promień rdzenia wiru wynosi w tym miejscu ok. $3,4\% b_u$, zaś jego oś leży w odległości ok. $3\% b_u$ poniżej płaszczyzny poziomej zawierającej oś aerodynamiczną usterzenia. Oś wiru podkowiastego jest niemal równoległa do kierunku przepływu nie zakłóconego i nie przemieszcza się w kierunku pionowym w miarę przesuwania się ku tyłowi. W płaszczyźnie poziomej obydwie gałęzie wiru zbiegają się ku sobie do asymptot oddalonych od siebie o $0,78 b_u$ w dostatecznie dużej odległości za usterzeniem.

W interesującej nas odległości, w miejscu gdzie znajduje się skrzydło główne, przesunięcie osi wiru od końca rozpiętości usterzenia ku środkowi nie przekracza $1,5\% b_u$ (odległość osi wirów od siebie wynosi ok. $0,97 b_u$).

Kąt odchylenia strug w płaszczyźnie symetrii układu jest określony wzorem [6]:

$$\varepsilon = -\frac{46,2}{\lambda_u} \cdot C_{zu} \quad (2)$$

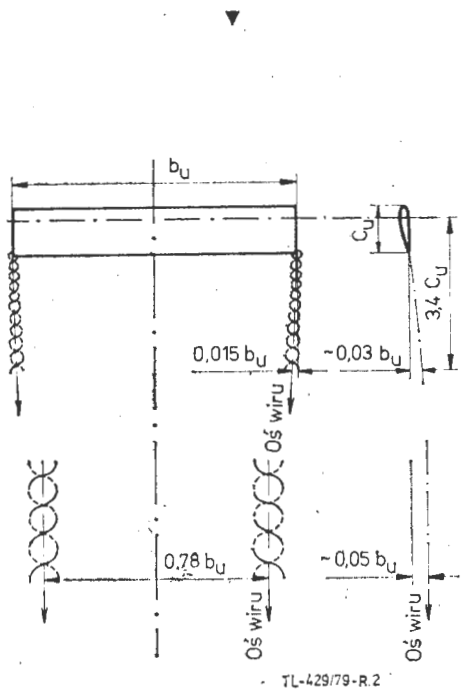
i zmienia się w niewielkim stopniu w zakresie ok. $0,7 b_u$.

Odchylenie strug za usterzeniem powoduje, że część skrzydła znajdująca się między osiami wiru podkowiastego spływającego z usterzenia ma zmniejszony przyrost $\frac{\Delta C_{zs}}{\Delta a_n}$

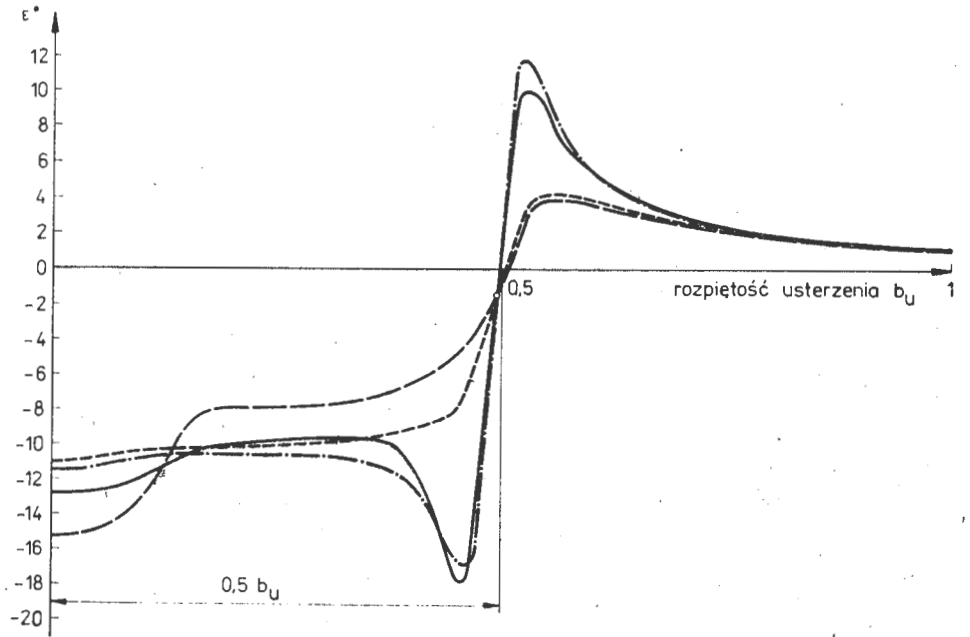
ponieważ rzeczywisty kąt natarcia a_n wynosi:

$$a_n = a - \varepsilon \quad (3)$$

Rys. 2. Położenie wiru podkowiastego w odległości $3,4 C_u$ za osią aerodynamiczną usterzenia oraz w dużej odległości



Rys. 3. Kąt odchylenia strug ε wzdłuż rozpiętości skrzydła w odległości $3,4$ średniej cięciwy usterzenia (usterzenie o rozpiętości b_u i wydłużeniu $\lambda = 6$ przy $C_{zu} = 1,35$) [2]: — w odległości $0,05 b$ nad płaszczyzną usterzenia; - - - w płaszczyźnie usterzenia ($0,0 b$); - · - · - odległość $0,05 b$ pod płaszczyzną usterzenia; - - - - - odległość $0,1 b$ pod płaszczyzną usterzenia; średnica rdzenia wiru $\approx 0,066 b_u$



zaś jego przyrost

$$\Delta a_n = \Delta a - \Delta \varepsilon \quad (3a)$$

Zc wzoru (2) wynika, że zmniejszenie wydłużenia usterzenia jest bardzo niekorzystne dla części skrzydła leżącej w strefie oddziaływania strug za statecznikiem między osiami wiru podkowiastego (np. w przypadku, gdy zwiększenie kąta natarcia α powoduje jednocześnie zwiększanie się kąta odchylenia strug ε równoważące się wzajemnie). Oznacza to, że na części skrzydła leżącej w strefie między osiami wiru podkowiastego wytworzonego przez usterzenie nie występuje rzeczywisty przyrost kąta natarcia w stosunku do spływających z usterzenia strug, tzn. $\frac{\delta C_{zs}}{\delta a}$ dla tej części skrzydła jest wtedy bliskie lub równe zero. Przypadek ten zachodzi, gdy $\lambda_u \approx 2,5$, zaś $\lambda_s \approx 6$. Przy dalszym zmniejszaniu wydłużenia usterzenia λ_u przyrost $\frac{\delta C_{zs}}{\delta a}$ przyjmuje wartości ujemne.

Na zewnątrz osi wiru podkowiastego sytuacja jest odwrotna i przyrost $\frac{\delta C_{zs}}{\delta a_n}$ jest większy niż dla skrzydła bez usterzenia, ponieważ rzeczywisty kąt natarcia wynosi

$$a_n = \alpha + \varepsilon \quad (4)$$

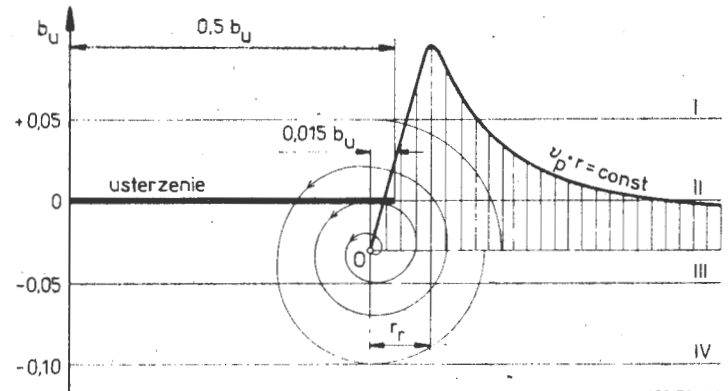
zaś jego przyrost

$$\Delta a_n = \Delta \alpha + \Delta \varepsilon \quad (4a)$$

W tym przypadku kąt odchylenia strug zmienia się wzdłuż rozpiętości skrzydła zgodnie z rozkładem prędkości wiru swobodnego.

Przyrost $\frac{\delta C_{zs}}{\delta a}$ dla części skrzydła znajdujących się na zewnątrz osi wiru jest większy tylko w pewnym zakresie kątów natarcia α , tj. do momentu, gdy rzeczywisty kąt natarcia α_n nie zbliży się do wartości, przy której C_{zs} osiąga maksimum. Po przekroczeniu tej wartości przez α_n , otrzymuje się ujemny przyrost $\frac{\delta C_{zs}}{\delta a}$ podczas gdy środkowa część skrzydła będzie miała $\frac{\delta C_{zs}}{\delta a}$ dodatni. Oznacza to, że usterzenie układu kaczki przyspiesza oderwanie strug na końcach skrzydła głównego.

Z powyższego wynika, że skrzydło główne kaczki, leżące w strumieniu zakłóconym przez umieszczone z przodu usterzenie, nie będzie mogło nigdy osiągnąć takiej wartości $C_{zs \max}$ jak skrzydło opływane przez strumień nie zakłócony.



Rys. 4. Umieszczenie skrzydła w stosunku do osi wiru i rozkład prędkości pionowych na zewnątrz osi wiru: r_r — promień rdzenia wiru $\approx 0,033 b_u$, 0 — oś wiru; I, II, III, IV — położenie skrzydła

Nieco inaczej przedstawia się sprawa ze współczynnikiem oporu C_{xs} skrzydła układu kaczki. Na rys. 5a pokazano układ sił działających na element skrzydła między osiami wiru podkowiastego wytworzonego przez przednie usterzenie. Z układu tego wynika, że w zakresie kątów natarcia normalnego lotu współczynnik siły nośnej C_{zs} elementu skrzydła jest zawsze mniejszy niż w przypadku opływu nie zakłóconego przez strugi spływające z usterzenia, natomiast współczynnik oporu C_{xs} tego elementu będzie zawsze większy niż w przypadku opływu nie zakłóconego. Współczynniki te obliczone dla kierunku przepływu nie zakłóconego wyrażają się następującymi wzorami:

$$C = C'_z \cos \varepsilon - C'_x \sin \varepsilon \quad (5)$$

$$C_x = C'_x \cos \varepsilon + C'_z \sin \varepsilon \quad (5a)$$

Wraz ze zwiększaniem się kąta natarcia α oraz kąta odchylenia strug ε współczynnik oporu środkowego elementu skrzydła C_{xs} będzie wzrastał szybciej dla skrzydła układu kaczki niż współczynnik oporu C_{xs} dla skrzydła układu konwencjonalnego, gdzie element ten jest omywany strumieniem nie zakłóconym.

Na rys. 5b pokazano rozkład sił działających na element skrzydła znajdujący się na zewnątrz osi wiru podkowiastego wytwarzanego przez przednie usterzenie. W tym przypadku kąt odchylenia strug ε jest dodatni, otrzymujemy więc większą wartość współczynnika siły nośnej C_{zs} skrzydła niż w przypadku opływu nie zakłóconego. Jest to spowodowane sumowaniem się rzutów C'_z i C'_x na kierunku prostopadły do kierunku przepływu nie zakłóconego. Przy określaniu współczynnika oporu C_{xs} rzuty C'_x i C'_z na kie-

runek równoległy do kierunku przepływu nie zakłóconego odejmują się.

$$C_z = C_z' \cos \varepsilon + C_x' \sin \varepsilon \quad (6)$$

$$C_x = C_x' \cos \varepsilon - C_z' \sin \varepsilon \quad (6a)$$

Taki układ sił aerodynamicznych działających na element skrzydła znajdujący się na zewnątrz osi wiru podkowiastego powoduje, że w zakresie niewielkich kątów natarcia α współczynnik C_x oporu tego elementu w kierunku równoległym do opływu nie zakłóconego może być mniejszy w układzie kaczki niż dla układu konwencjonalnego, a nawet w pewnych przypadkach może przyjmować wartość ujemną.

Właściwości nie skręconego skrzydła kaczki

W celu ilościowego określenia wpływu odchylenia strug za usterzeniem na charakterystykę skrzydła, obliczono współczynniki siły nośnej C_z i oporu C_x nie skręconego skrzydła uwzględniając odchylenie strug zgodnie z wykresem podanym na rys. 3. Dla uproszczenia rachunku podzielono pole wykresu na prostokąty, które odniesione do odpowiednich elementów skrzydła umożliwiły znalezienie wartości współczynników dla odpowiednich kątów natarcia. Układ kaczki przyjęto zgodnie z rys. 1 przyjmując dla skrzydła profil I.A. 608 o wydłużeniu $\lambda_s = 7$, zaś dla usterzenia — profil R 2 o wydłużeniu $\lambda_u = 5$. Stosunek powierzchni usterzenia do powierzchni skrzydła założono $\sigma = 0,3$. Przyjęto, że skrzydło jest umiejscowione w płaszczyźnie odległej o $0,1 b_u$ poniżej płaszczyzny usterzenia. Kąt zaklinowania usterzenia przyjęto $\beta = 5^\circ$.

Schemat uproszczonego rozkładu kątów odchylenia strug ε wzdłuż rozpiętości skrzydła podano na rys. 6. Kąt odchylenia strug w płaszczyźnie symetrii układu obliczono wg wzoru (2), zaś wartości kątów odchylenia strug ε dla poszczególnych elementów skrzydła podano na rys. 6, przyjmując do obliczeń kąt odchylenia strug w płaszczyźnie symetrii układu jako kąt porównawczy.

Współczynniki C_z i C_x dla poszczególnych elementów skrzydła obliczono wg wzorów (5) i (5a) oraz (6) i (6a), zaś rzeczywiste kąty natarcia tych elementów określono wg wzorów (3) i (3a) oraz (4) i (4a).

Wyniki obliczeń w formie krzywej biegunowej skrzydła nie skręconego pokazano na rys. 8, na którym także pokazano biegunową takiego samego płata opływanego strumieniem nie zakłóconym przez strugi spływające z przedniego usterzenia.

Z porównania widać, że wpływ odchylenia strug jest bardzo duży i zaznacza się szczególnie na dużych kątach

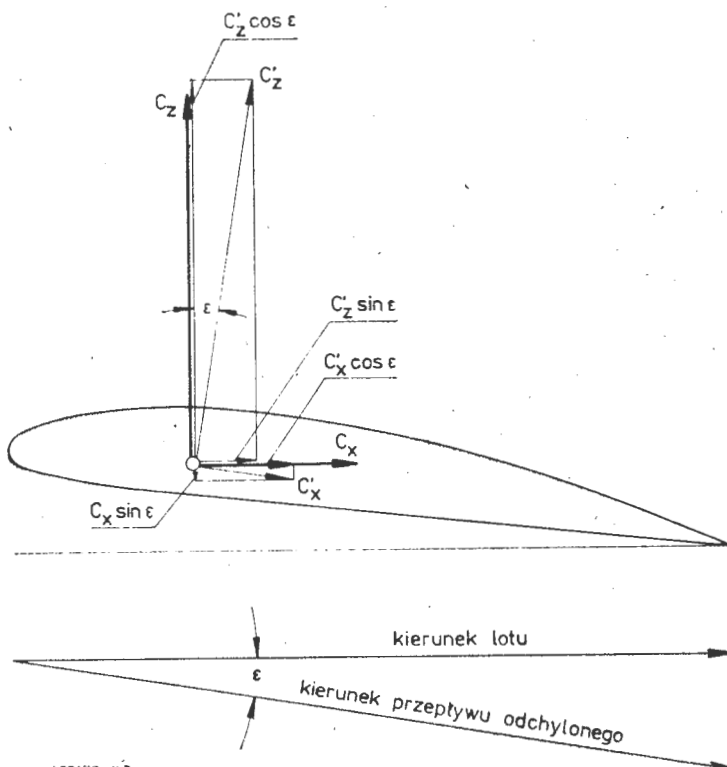
natarcia. Obserwujemy wówczas poważne zwiększenie współczynnika oporu C_x oraz zmniejszenie współczynnika siły nośnej C_z przy wyraźnym dużym spłaszczeniu biegunowej. Przy mniejszych kątach natarcia uzyskuje się współczynnik oporu C_x mniejszy niż dla skrzydła w opływie nie zakłóconym obecnością usterzenia. Dlatego też umieszczenie usterzenia przed skrzydłem głównym może być korzystne w samolotach latających z dużymi prędkościami, a więc przy niewielkich kątach natarcia. Zjawisko to tłumaczy się istnieniem miejscowego odpowiednio dużego współczynnika siły nośnej C_z' dla elementów skrzydła leżących bezpośrednio na zewnątrz osi wiru podkowiastego. Współczynnik C_z' wpływa na zmniejszenie miejscowego współczynnika oporu C_x' (6a). Ze wzoru (6a) wynika, że powiększenie współczynnika siły nośnej C_z całego układu jest zredukowane negatywnym oddziaływaniem odchylenia strug spływających z usterzenia na skrzydło główne. Zmusza to do szukania środków zaradczych do częściowego zlikwidowania niekorzystnych skutków, jakie wywiera przednie usterzenie na skrzydło główne.

Właściwości skręconego skrzydła kaczki

Największe odgięcie strug za usterzeniem następuje w pobliżu osi wiru podkowiastego (rys. 3). Jeśli skrzydło znajduje się w odległości większej niż ok. $1,8 r_r$ pod lub nad osią wiru, wówczas cały obszar dużych gradientów kątów odchylenia strug ε znajduje się poza skrzydłem, a więc pogorszenie właściwości aerodynamicznych kaczki jest odpowiednio mniejsze. Położenie skrzydła II i III (rys. 4) jest więc niekorzystne.

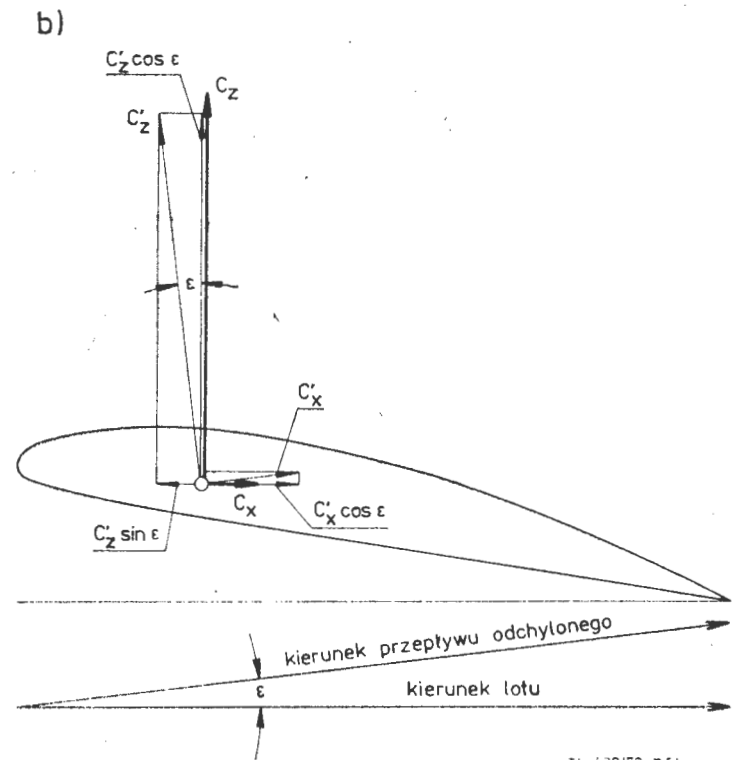
Ponieważ oś wiru podkowiastego nie zmienia się w stosunku do kierunku przepływu nie zakłóconego, położenie I skrzydła nad rdzeniem wiru (rys. 7) jest tylko pozornie dobre, gdyż przy zwiększaniu kąta natarcia samolotu rdzeń wiru natrafi na skrzydło główne wywołując niepożądane zwiększone odchylenia strug. Wprawdzie przy kącie natarcia rzędu $\alpha = 15^\circ$ rdzeń wiru znajdzie się nad skrzydłem głównym, ale przy kątach pośrednich skrzydło znajdzie się pod bezpośrednim wpływem rdzenia wiru.

Najkorzystniejsze jest umiejscowienie skrzydła w położeniu IV, ponieważ rdzeń wiru znajduje się zawsze poza skrzydłem, oddalając się od niego w miarę zwiększania się kątów natarcia. Uwzględniając powyższe, wszystkie obliczenia układu kaczki wykonano przy założeniu, że skrzydło znajduje się w położeniu IV jako jedynie uzasadnionym. Modeluje to jednoznacznie układ kaczki jako dolnopłata z przednim usterzeniem położonym możliwie wysoko.



TL-429/79-R5a

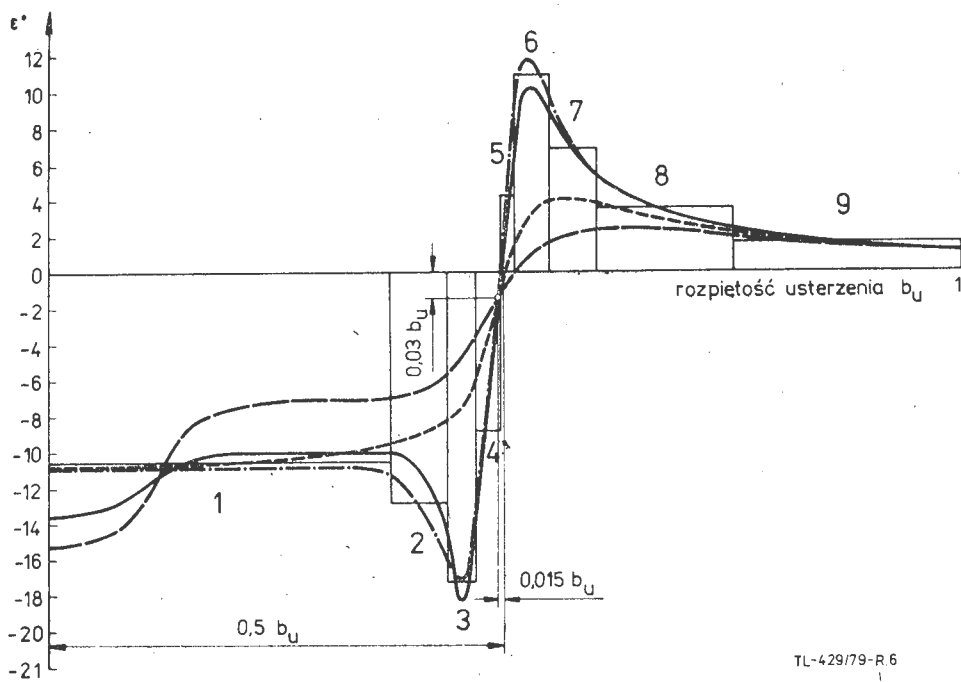
Rys. 5. Współczynniki C_z i C_x elementów skrzydła kaczki odniesione do kierunku lotu: a) dla wewnętrznej części wiru podkowiastego, b) dla zewnętrznej części wiru podkowiastego



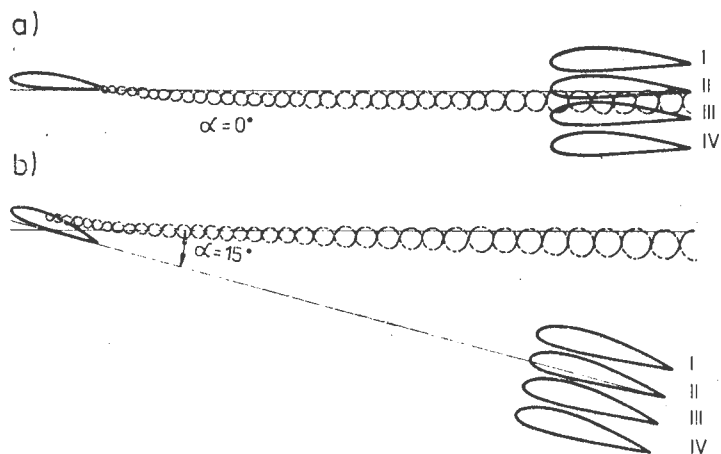
TL-429/79-R5b

Najefektywniejszym sposobem poprawienia właściwości aerodynamicznych skrzydła jest jego geometryczne skręcenie tak, aby rzeczywiste kąty natarcia elementów płata w opływie odchylonym odpowiadały kątom natarcia skrzydła w strumieniu nie zakłóconym. Należy więc obliczyć

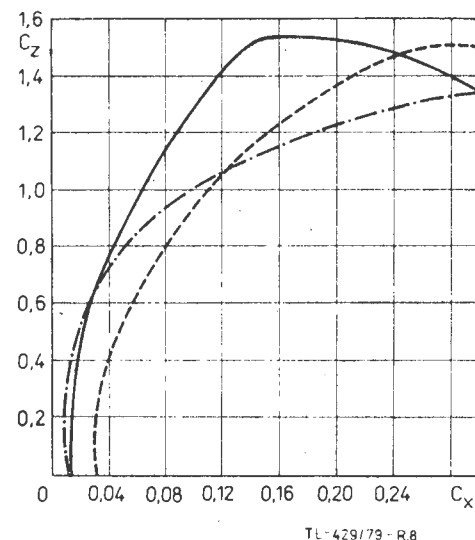
kąt odchylenia strug ϵ za usterzeniem dla każdego elementu skrzydła, a następnie każdy element ustawić pod kątem odpowiadającym kątowi odchylenia strumienia. Ponieważ kąt odchylenia strug ϵ , jak to wynika ze wzoru (2), jest proporcjonalny do współczynnika siły nośnej usterzenia



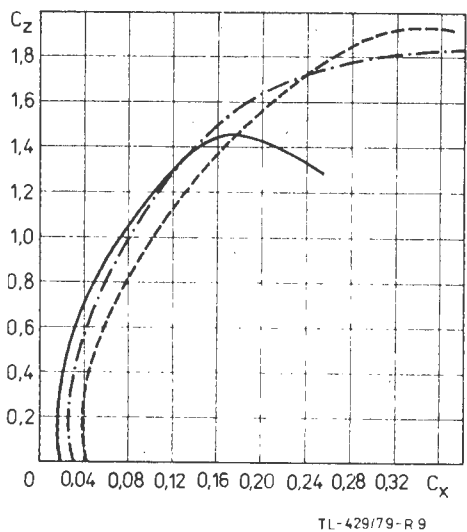
Rys. 6. Uproszczony schemat rozkładu kątów odchylenia strug ϵ wzdłuż rozpętości skrzydła b w odległości $3,4 C_u$ za osią środkową aerodynamiczną usterzenia (średnica wiru $0,066 b_u$): ——— odległość $0,05 b$ nad płaszczyzną usterzenia, ——— w płaszczyźnie usterzenia ($0,0 b$), — — — odległość $0,05 b$ pod płaszczyzną usterzenia, ——— odległość $0,1 b$ pod płaszczyzną usterzenia; liczby 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 9 — przedziały, w których średnią wartość odchylenia strug ϵ charakteryzują poziome linie prostokątów



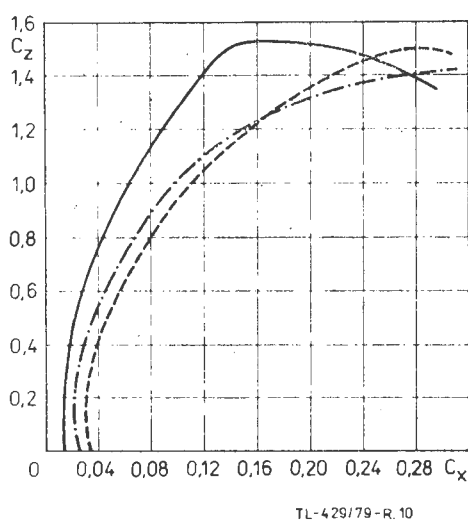
Rys. 7. Położenie wiru w stosunku do skrzydła, przy zmianach kąta natarcia: I, II, III, IV — położenie skrzydła



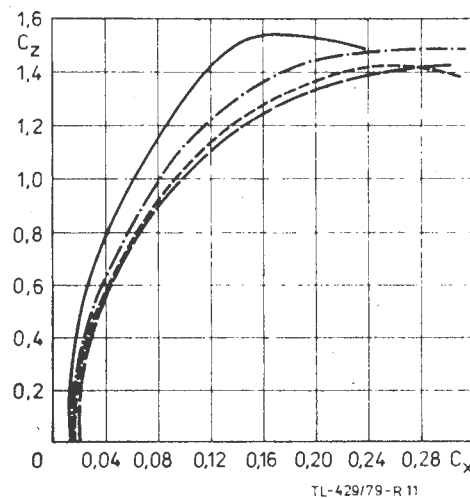
Rys. 8. Porównanie biegunowej samego skrzydła w obecności przedniego usterzenia z biegunową samego skrzydła w opływie nie zakłóconym: $\sigma = 0,3$ $\beta = 5^\circ$, $\lambda_u = 5$, ——— skrzydło w układzie konwencjonalnym, — — — skrzydło w układzie kaczki nie skręcone, ——— skrzydło w układzie kaczki skręcone dla $\alpha_0 = 5^\circ$



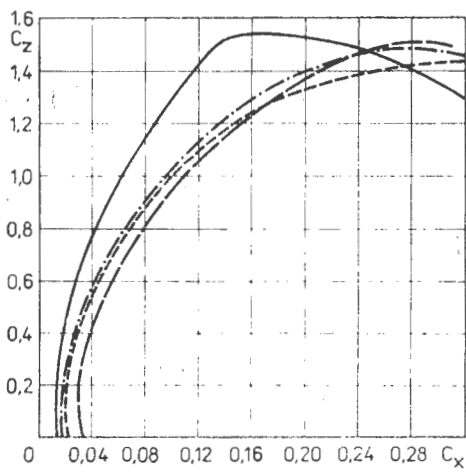
Rys. 9. Porównanie biegunowych układu konwencjonalnego i kaczki przy wychylnych sterach: ——— układ konwencjonalny $\sigma = 0,2$; — — — kaczka przy $\sigma = 0,3$, $\alpha_0 = 2,5^\circ$, $\beta = 2,5^\circ$; ——— kaczka przy $\sigma = 0,3$, $\alpha_0 = 5^\circ$, $\beta = 5^\circ$



Rys. 10. Wpływ doboru preferowanego kąta natarcia α_0 oraz kąta zaklinowania usterzenia β na charakterystykę skrzydła: ——— skrzydło proste bez przedniego usterzenia, — — — skrzydło skręcone dla $\alpha_0 = 2,5^\circ$ w obecności usterzenia ($\beta = 2,5^\circ$, $\lambda_u = 5$), ——— skrzydło skręcone dla $\alpha_0 = 5^\circ$ w obecności usterzenia ($\beta = 5^\circ$, $\lambda_u = 5$)



Rys. 11. Wpływ wielkości usterzenia i położenia skrzydła kaczki względem osi wiru: ——— bez usterzenia, — — — $\sigma = 0,2$, $\alpha_0 = 2,5^\circ$, $\beta = 2,5^\circ$, $\lambda_u = 5$ skrzydło $0,05 b_u$ poniżej osi wiru, ——— $\sigma = 0,3$, $\alpha_0 = 2,5^\circ$, $\beta = 2,5^\circ$, $\lambda_u = 5$ skrzydło w osi wiru, ——— $\sigma = 0,3$, $\alpha_0 = 0^\circ$, $\beta = 2,5^\circ$, $\lambda_u = 5$ skrzydło w osi wiru



Rys. 13. Wpływ usterzenia kaczki na charakterystykę skrzydła: — samo skrzydło; - - - skrzydło nie skręcone w obecności usterzenia ($\beta = 5^\circ$, $\lambda_u = 5$); - · - skrzydło skręcone dla $\alpha_0 = 2,5^\circ$, $\lambda_u = 5$ w obecności usterzenia ($\beta = 2,5^\circ$, $\lambda_u = 5$); - - - skrzydło skręcone dla $\alpha_0 = 5^\circ$ w obecności usterzenia ($\beta = 5^\circ$, $\lambda_u = 5$)

TL-429/79-R.12

C_{z_u} , więc i skręcenie skrzydła może odpowiadać tylko jednemu kątowi natarcia. Ten preferowany kąt natarcia należy określić przy wstępnej analizie aerodynamicznej samolotu, biorąc pod uwagę jego przeznaczenie i dominujące warunki lotu.

Dla ilościowego określenia efektu skręcenia płata dokonano obliczeń współczynników siły nośnej i oporu dla skrzydła układu kaczki przedstawionego na rys. 1 i skręconego zgodnie ze schematem przedstawionym na rys. 6. Profile oraz wielkości powierzchni przyjęto takie jak w przypadku skrzydła nie skręconego, przy tym samym kącie zaklinowania usterzenia $\beta = 5^\circ$.

Skręcenie obliczono dla preferowanego kąta natarcia skrzydła $\alpha = 5^\circ$, zaś biegunową otrzymano stosując wzory (5) i (5a) oraz (6) i (6a) dla każdego elementu płata i sumując wyniki dla poszczególnych kątów natarcia.

W wyniku otrzymano biegunową skręconego skrzydła układu kaczki, charakteryzującą się ponad trzykrotnie wyższym współczynnikiem $C_{x_{min}}$ oraz współczynnikiem $C_{z_{max}}$ wyższym o ok. 11% niż w przypadku skrzydła nie skręconego (rys. 8).

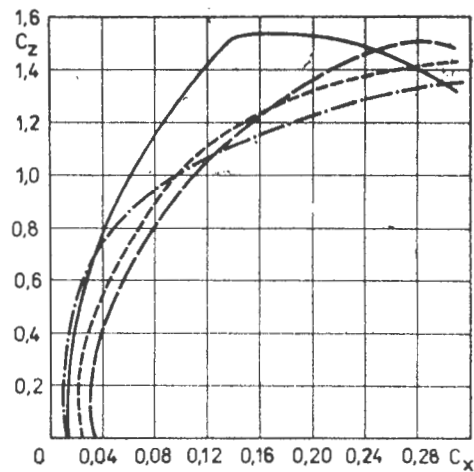
Ponieważ w układzie kaczki usterzenie ma poważny wpływ na wytwarzanie siły nośnej, porównanie charakterystyk samych skrzydeł kaczki i układu zwykłego nie jest miarodajne. Dlatego też dokonano przeliczenia biegunowych obydwu porównywanych układów z uwzględnieniem usterzeń z wychylonymi sterami. Jako porównawczy układ konwencjonalny przyjęto to samo nie skręcone skrzydło oraz usterzenie o profilu I.A.177 i wydłużeniu $\lambda_u = 3,35$.

Ze względu na konieczność przyłożenia ku dółowi na usterzeniu konwencjonalnym pionowej siły związanej z wychyleniem sterów i potrzebnej do osiągnięcia $C_{z_{max}}$, przyjęto jej wielkość równą 4% siły nośnej na skrzydle*). Dla układu kaczki przyjęto taką samą wielkość siły pionowej ku górze i dodano na usterzeniu w związku z wychyleniem steru potrzebnym do uzyskania $C_{z_{max}}$ skrzydła.

Z porównania obydwu krzywych biegunowych (rys. 9) wynika, że w przypadku kaczki uzyskuje się zwiększenie współczynnika siły nośnej $C_{z_{max}}$ całego układu w stosunku do układu konwencjonalnego. Powoduje to jednak znaczny wzrost oporu. W efekcie końcowym zarówno doskonałość układu kaczki, jak i stosunek C_z^3/C_x^2 są gorsze niż w przypadku układu zwykłego. W celu zmniejszenia nadmiernego wzrostu współczynnika oporu C_x przy zachowaniu możliwie dużego $C_{z_{max}}$, dokonano obliczenia biegunowej takiego samego układu usterzenie—skrzydło kaczki dla preferowanego kąta natarcia $\alpha_0 = 2,5^\circ$ przy kącie zaklinowania usterzenia $\beta = 2,5^\circ$. Wyniki obliczeń przedstawiono na rys. 10, porównując otrzymaną krzywą z biegunową otrzymaną poprzednio. Z porównania tego wynika, że można uzyskać wydatne zmniejszenie współczynników oporu, co jednak jest niekorzystne dla współczynnika siły nośnej $C_{z_{max}}$. Zarówno doskonałość C_z/C_x , jak i stosunek C_z^3/C_x^2 są w dalszym ciągu gorsze dla układu kaczki niż dla układu konwencjonalnego.

Ponieważ negatywne oddziaływanie usterzenia kaczki na skrzydło głównie powodowane jest przede wszystkim wielkością kąta odchylenia strug, obliczono dodatkowo układ ze zwiększonym wydłużeniem usterzenia do $\lambda_u = 7$. Użytko poprawę charakterystyki skrzydła, ponieważ przy zwiększonym wydłużeniu kąt ϵ odchylenia strug za płatem zmniejsza się zgodnie z zależnością (2) i związane z tym

*) Jest to wielkość średnia otrzymana z porównania kilku samolotów.



Rys. 12. Wpływ wydłużenia usterzenia λ_u i preferowanego kąta skręcenia α_0 na charakterystykę skręconego skrzydła kaczki: — biegunowa skrzydła bez usterzenia; - - - biegunowa skrzydła przy $\lambda_u = 7$, $\sigma = 0,2$ $\alpha_0 = 2,5^\circ$, $\beta = 2,5^\circ$; - · - biegunowa skrzydła przy $\lambda_u = 5$, $\sigma = 0,3$, $\alpha_0 = 2,5^\circ$, $\beta = 2,5^\circ$; - - - biegunowa skrzydła przy $\lambda_u = 5$, $\sigma = 0,3$, $\alpha_0 = 5^\circ$, $\beta = 5^\circ$

TL-429/79-R.13

znieszczeniu opływu skrzydła jest również mniejsze. W efekcie otrzymano charakterystykę skrzydła lepszą przy $\lambda_u = 7$ niż przy $\lambda_u = 5$. Rozpiętość usterzenia pozostała w obydwu przypadkach prawie taka sama, ponieważ zmniejszono przy tym stosunek σ do wartości równej 0,2.

Obydwie biegunowe przedstawiono na rys. 10 w zestawieniu z biegunową skrzydła bez usterzenia przedniego. Z wykresów wynika, że przy zwiększaniu wydłużenia usterzenia można uzyskać zarówno pewne zmniejszenie współczynnika oporu C_x , jak i zwiększenie największego współczynnika siły nośnej $C_{z_{max}}$ do wartości niewiele mniejszej od $C_{z_{max}}$ skrzydła będącego w opływie nie zakłóconym. Zarówno doskonałość C_z/C_x , jak i stosunek C_z^3/C_x^2 poprawiają się, umożliwiając zbliżenie się do krzywej wyjściowej, tzn. do biegunowej skrzydła bez wpływu usterzenia. Duże zwiększenie wydłużenia powoduje jednak komplikacje konstrukcyjne i może być stosowane w ograniczonym zakresie. Niezależnie od tego współczynnik $\partial C_z / \partial \alpha$ dla usterzenia przy zwiększaniu jego wydłużenia rośnie, co nie jest pożądane ze względu na stateczność podłużną.

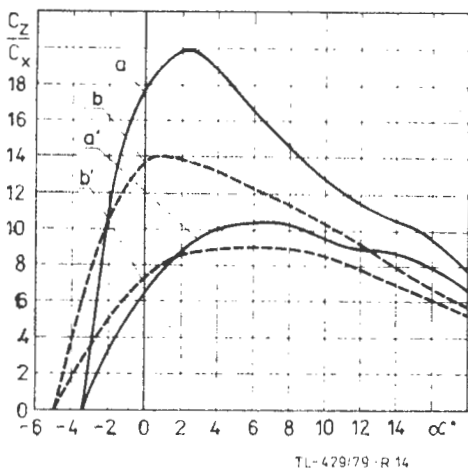
Porównanie układu kaczki ze skręconym skrzydłem z układem konwencjonalnym

Ponieważ porównywanie biegunowych samego skrzydła układu kaczki ze skrzydłem układu konwencjonalnego nie jest miarodajne, dla całego układu dokonano porównania obydwu układów (skrzydło + usterzenie), uwzględniając w obydwu przypadkach wychylenie sterów potrzebne do uzyskania stanu równowagi przy $C_{z_{max}}$. Przedstawione na rys. 9 wyniki wskazują wyraźnie na znaczną poprawę charakterystyki układu kaczki w porównaniu z rezultatem początkowym.

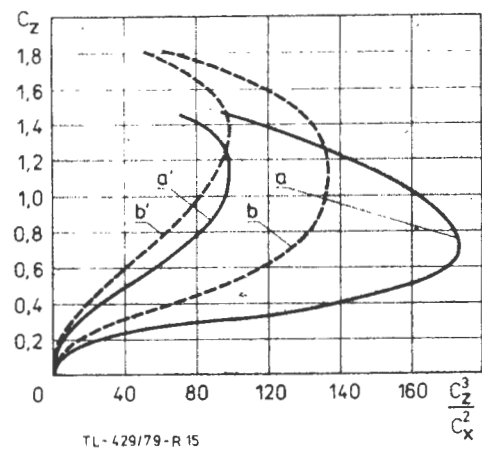
W rozpatrywanym wariantcie współczynnik siły nośnej $C_{z_{max}}$ zmniejszył się o ok. 5%, ale zysk na zmniejszeniu $C_{x_{min}}$ przekroczył 30%. Natomiast w stosunku do układu konwencjonalnego układ kaczki ma jeszcze opór minimalny większy o ok. 70%, zaś całkowita siła nośna jest większa o ok. 26%. Przyjęcie układu kaczki jest więc korzystne w przypadku, gdy decydującym wskaźnikiem w koncepcji konstrukcyjnej samolotu jest największy współczynnik siły nośnej $C_{z_{max}}$ układu.

Przedstawione na rys. 14 porównanie krzywych $C_z/C_x = f(\alpha)$ umożliwia dalsze porównanie obydwu układów. Układ konwencjonalny ma zawsze stosunek C_z/C_x większy niż układ kaczki. Wprawdzie po dodaniu oporów szkodliwych (o wartości $C_{x_{szk}} = 0,03$) różnice zmniejszają się, jednak układ konwencjonalny ma nadal lepszą doskonałość w całym zakresie kątów natarcia. Tak więc właściwości przelotowe oraz kąt lotu ślizgowego samolotu z układem konwencjonalnym jest znacznie lepszy niż układu kaczki.

Drugi charakterystyczny wskaźnik, tzn. $C_z^3/C_x^2 = f(C_z)$, jest również korzystniejszy dla układu konwencjonalnego, gdy porównuje się tylko skrzydło plus usterzenie. Jednak krzywa charakteryzująca kaczkę jest bardziej płaska i duża wartość współczynnika C_z^3/C_x^2 ma znacznie większy zakres wartości C_z niż w przypadku układu konwencjonalnego (rys. 15). Sytuacja zmienia się, gdy do współczynników oporu dodać opory szkodliwe, ponieważ stosunek $(C_z^3/C_x^2)_{max}$ przypada dla układu kaczki przy większych ką-



Rys. 14. Porównanie krzywych $C_z/C_x = f(\alpha)$ dla kaczki i układu zwykłego: a, a' — układ zwykły; b, b' — układ kaczki; a', b' — z uwzględnieniem oporów szkodliwych



Rys. 15. Porównanie krzywych $C_z^3/C_x^3 = f(C_z)$ dla kaczki i układu konwencjonalnego: a, a' — układ zwykły; b, b' — układ kaczki; a', b' — z uwzględnieniem oporów szkodliwych

tach natarcia i większych wartościach współczynnika C_z . Przy odpowiedniej wielkości oporów szkodliwych układ kaczki może więc okazać się korzystniejszy od układu konwencjonalnego, chociaż przy niewielkich oporach szkodliwych korzystniejszy jest układ skrzydło—usterzenie.

W rozpatrzonym przypadku, przy współczynniku oporów szkodliwych $C_{x\text{szk}} = 0,03$, wartość wskaźnika $(C_z^3/C_x^3)_{\text{max}}$ jest taka sama zarówno dla układu konwencjonalnego, jak i dla układu kaczki.

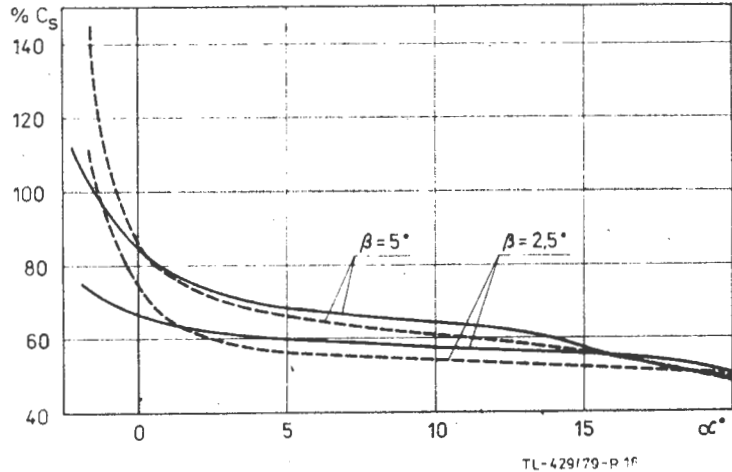
Wnioski

● Zastosowanie przedniego usterzenia poziomego w samolocie typu kaczka powiększa całkowitą siłę nośną układu skrzydło—usterzenie o wartość równą w przybliżeniu stosunkowi powierzchni usterzenia poziomego do powierzchni skrzydła. Można więc uzyskać zmniejszenie ciężaru własnego konstrukcji przez racjonalniejsze wykorzystanie usterzenia, powiększając tym samym ciężar użyteczny samolotu. Ma to decydujący wpływ na ekonomikę użytkowania samolotów o niedużym zasięgu.

● Zastosowanie przedniego usterzenia jest również korzystniejsze przy starcie i lądowaniu ze względu na wpływ Ziemi. W przypadku kaczki wpływ Ziemi pomaga w osiągnięciu większej siły nośnej na usterzeniu poziomym. W układzie konwencjonalnym wpływ ten jest negatywny, ponieważ dla przejścia samolotu na duży kąt natarcia i osiągnięcia $C_{z\text{max}}$ trzeba bardziej wychylić ster, aby uzyskać na usterzeniu odpowiedniej wielkości siłę skierowaną ku dołowi.

● Stosunek C_z/C_x jest gorszy w układzie kaczki niż w układzie konwencjonalnym z wyjątkiem przypadku skrzydła nie skręconego przy stosunkowo niewielkich kątach natarcia. Wartość współczynnika siły nośnej $C_{z\text{max}}$ jest jednak wówczas znacznie mniejsza. Układ kaczki nie nadaje się więc do samolotów, w których decyduje ekonomika długiego przelotu oraz niewielki kąt lotu ślizgowego.

● Stosunek $(C_z^3/C_x^3)_{\text{max}}$ dla samego zespołu skrzydło—usterzenie jest gorszy w przypadku układu kaczki niż w przypadku układu konwencjonalnego. Jednak dla samolotów, w których nie jest możliwe uzyskanie dużej doskonałości aerodynamicznej ze względu na ich przeznaczenie, stosunkowo duża wielkość oporów szkodliwych jest korzystniejsza dla układu kaczki i można osiągnąć większy niż dla układu konwencjonalnego stosunek $(C_z^3/C_x^3)_{\text{max}}$. Wynika stąd, że można uzyskać korzystniejszą dla układu kaczki prędkość wznoszenia i minimalną moc potrzebną do utrzymania się w powietrzu. Jest to ważne w przypadkach pro-



Rys. 16. Położenie środka wyporu kaczki w zależności od kąta natarcia α (odległości podano w procentach ciężaru skrzydła w kierunku do przodu od osi aerodynamicznej; odległość osi aerodynamicznej skrzydła od osi aerodynamicznej usterzenia wynosi 3,4 C_z ; liniami przerywanymi wyznaczono przebieg zmian położenia środków wyporu kaczki, gdyby nie było odchylenia strug za usterzeniem): $\sigma = 0,3$, $\epsilon_0 = 2,5^\circ$, $\lambda_u = 5$, $\lambda_s = 7$

stych samolotów transportowych i rolniczych lub o podobnym przeznaczeniu.

● Ze względu na mały współczynnik oporu $C_{x\text{min}}$ skrzydła nie skręconego przy niewielkich kątach natarcia, układ kaczki może okazać się korzystny dla samolotów szybkich, o odpowiedniej mechanizacji skrzydła, dla uzyskania wysokich wartości współczynnika siły nośnej $C_{z\text{max}}$.

LITERATURA

1. S. B. GATES: Notes on the tail-first aeroplane. R.M. No. 2676, July 1939.
2. M. T. LANDAHL, V. G. STARK: Numerical Lifting Surface Theory — Problems and Progress, A.J.A.A. Journal Vol. 6 No II 1968.
3. J. R. SPREITER, A. H. SACKS: Trailing vortex sheet effect on downwash. J.A.S., Jan. 1951.
4. A. SILOERSTEIN, S. KATZOW, W. A. BULLIVANT: Downwash and wake behind plain and flapped airfoils, NACA rep. 651, 1939.
5. R. R. CLEMENT, D. J. MAULL: The rolling up of a trailing vortex sheet. The Aeronautical Journal, Jan. 1973.
6. J. W. OSTOSŁAWSKI: Aerodynamika samolota. Oborongiz, Moskwa 1957 r.
7. J. WOLF: Prognoza rozwoju samolotu transportowo-dyspozycyjno-pasażerskiego o udźwigu 2000–2500 kg. Praca ILOT. nr 2/72/KP, 1972 r.
8. J. STASZEK: Niektóre problemy układu kaczki w nawiązaniu do prognozy rozwoju samolotów transportowo-pasażerskich. TLiA nr 9 i 10/1974 oraz Praca ILOT. nr 3/74/KP.

Sekcja Obrabiarek i Narzędzi SIMP Oddział w Rzeszowie, Politechnika Rzeszowska oraz WSK PZL-Rzeszów organizuje w dniach 4÷5.XII.1980 r. w Domu Technika w Rzeszowie II Ogólnopolską Konferencję Naukowo-Techniczną nt.

Wytwarzanie elementów maszyn ze stopów metali o specjalnych właściwościach

Zgłoszenia należy kierować w terminie do dnia 30.IX.1980 r. pod adresem:
Ośrodek Doskonalenia Kadr SIMP Kraków, Filia Rzeszów, ul. Kopernika 1, 35-959 Rzeszów.
Wszelkie informacje związane z konferencją można uzyskać w sekretariacie konferencji, który mieści się w ODK SIMP, Filia Rzeszów, tel. 328-91 w. 28.

Analiza wpływu parametrów konstrukcyjnych na właściwości samolotu w korkociągu (II)

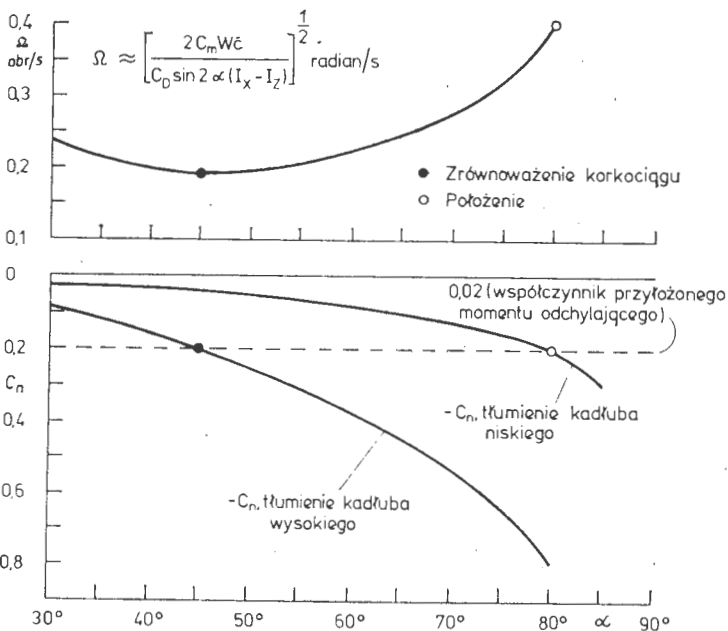
W budowie współczesnych samolotów myśliwskich występuje tendencja do konstruowania kadłubów z wydłużoną częścią nosową. Ta część kadłuba przed skrzydłem ma znaczący wpływ na charakterystyki samolotu w korkociągu i wyprowadzenie z niego. W niektórych przypadkach siły i momenty działające na przednią część kadłuba mogą powodować tendencję do autorotacji, wymuszając zachowanie się samolotu w korkociągu. Dla różnych sił i momentów działających w korkociągu zastosowanie anty-korkociągowego momentu odchyłającego jest najskuteczniejszym środkiem zapobiegającym wystąpieniu płaskiego szybkoobrotowego korkociągu. Na rys. 9 zilustrowano zależność, zgodnie z którą tłumienie w rotacji może zmniejszać się wraz ze zmianą kąta natarcia, na którym samolot znajduje się w korkociągu (z kadłubem współpracującym ze skośnymi skrzydłami). Charakterystyki momentu odchyłania są rozważane w zależności od charakterystyk oporu i pochylania. Dla przyłożonego momentu odchyłania, zmniejszenie tłumienia kadłubem w odchyłaniu (założono taką możliwość, ponieważ występuje zmniejszenie pochylenia współczynnika siły bocznej) prowadzi do płaskiego korkociągu i dużej prędkości rotacji.

Współczynniki siły bocznej dla różnych kształtów przekrojów poprzecznych kadłubów pokazano na rys. 10, a wymiary szczegółowe na rys. 11. Dane na wykresach odpowiadają kątom natarcia kadłuba 90° (w płaskim korkociągu) w przepływie poprzecznym przy dwóch liczbach Reynoldsa: 200 000 i 1 000 000. Najodpowiedniejszą informacją z punktu widzenia opływu samolotu w korkociągu w pełnej skali jest to, że dla danych liczb Reynoldsa w opływie poprzecznym kadłuba wartości Re będą przekraczać 1 000 000 z wyjątkiem małych obszarów w pobliżu wierzchołka nosa. Wynik ten pozwala wnioskować, że dla samolotów w pełnej skali, z punktu widzenia tłumienia odchyłania, najbardziej pożądane są kształty przekroju poprzecznego kadłuba, na rys. 10 oznaczone 2, 3 i 4. Prze-

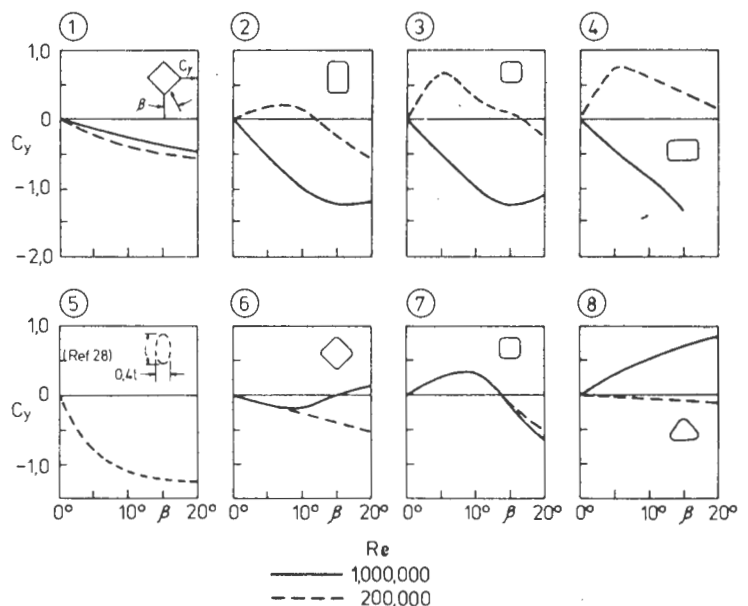
krój poprzeczny 1 może dawać mniejsze tłumienie niż przekroje 2, 3 i 4, natomiast przekroje 6, 7 i 8 są niepożądane. Należy zaznaczyć, że prostokątne i kwadratowe przekroje poprzeczne z dobrze zaokrąglonymi rogami dają efekt przeciwny dla dużych i małych liczb Reynoldsa. Wyniki te informują, że należy odpowiednio interpretować badania modelowe, gdyż samolot może mieć odwrotne właściwości w zakresie płaskiego korkociągu. Dla przekrojów eliptycznych dobre charakterystyki tłumienia pojawiają się dla małych liczb Reynoldsa.

W celu określenia wpływu kształtu tylnej części kadłuba przy małych liczbach Reynoldsa ($\sim 70\ 000$) przeprowadzono w Anglii w 1936 r. badania modelowe równowagi w korkociągu (R. & M. No. 1689, British A.R.C. 1936). Wykazały one, że kształty prostokątne lub kwadratowe z ostrymi krawędziami powodują moment obrotowy, w umiarkowanie płaskim korkociągu, dający prędkości obrotowe w zakresie prędkości obrotowych uzyskiwanych dla współczesnych myśliwców. Dane te są związane z efektem, który można przewidzieć na podstawie danych dwuwymiarowych dyskutowanych powyżej. Dane z badań równowagi w korkociągu wykazują, że przekroje prostokątne z ostrymi krawędziami na końcu kadłuba o półokrągłym wierzchołku są niepożądane. Z dwóch kształtów dla tylnej części kadłuba, które dają największe tłumienie, jeden ma przekrój poprzeczny w kształcie elipsy, a drugi kształt prostokątny z ostrymi krawędziami i półokrągłym dołem. W wyniku interferencji skrzydła i usterzenie samolotu wpływają na kadłub w ten sposób, że charakterystyki opływu boczego w tylnej części kadłuba mogą być niewyraźne. Badania w tunelu korkociągowym wykazały, że efekt kształtu tylnej części kadłuba może być zaniedbany przy wyznaczaniu kryteriów dla konstrukcji samolotu z dobrymi charakterystykami wyprowadzenia z korkociągu.

Badania modelu współczesnego myśliwca w swobodnym



Rys. 9. Wpływ kadłuba na charakterystyki odchyłania współczesnych myśliwców. Masa i wymiary charakterystyczne dla badanego samolotu: $S = 35,8 \text{ m}^2$; $b = 10,7 \text{ m}$; $c = 3,5 \text{ m}$; $W = 14\ 966 \text{ kg}$



Rys. 10. Współczynniki sił bocznych dla różnych kształtów przekroju poprzecznego kadłuba na kącie natarcia w korkociągu 90°

korkociągu, w którym oryginalny kształt przekroju poprzecznego nosa zastąpiono spłaszczonym spodem kadłuba od skrzydła w przód wykazały, że model z eliptycznym kształtem przekroju poprzecznego nosa trudno było wprowadzić w korkociąg, a gdy spód nosa spłaszczono, uzyskano płaski, szybkoobrotowy korkociąg. Ciekawe zjawisko zaobserwowano w badaniach korkociągowych kadłubów z ostrymi, punktowo zakończonymi nosami z owalnym przekrojem poprzecznym. Okazało się, że pewne modele kręca korkociągi bardzo wyraźnie tylko w jednym kierunku. Po pewnym czasie sytuacja odwracała się i model mógł kręcić korkociąg w kierunku przeciwnym. Podczas badania zaobserwowano wiele razy takie odwrotne działanie. Na jednym modelu, ze szczególnie ostrym nosem, obracano bardzo mały kawałek wierzchołka nosa i okazywało się, że dla zadanego kąta nastąpiło ekstremum między wystąpieniem a niewystąpieniem korkociągu. W tym szczególnym przypadku warunki wskazywały, że nieznaczna niedokładność w pobliżu wierzchołka nosa ma prawdopodobnie duży wpływ na separację opływu na całej przedniej części kadłuba.

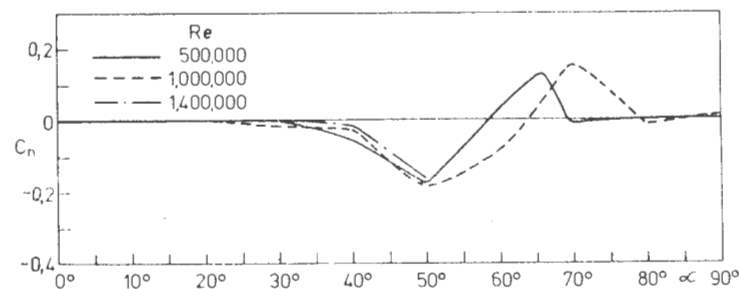
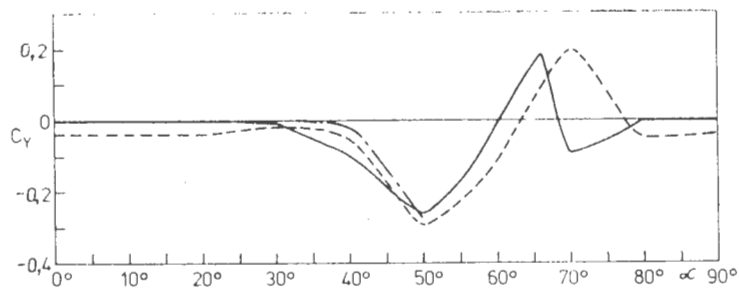
Badania w locie konstrukcji ze szczególnie ostrym nosem potwierdziły, że momenty asymetryczne zaobserwowane w badaniach modelowych mogą pojawiać się również na samolotach w korkociągu. Jeżeli momenty asymetryczne występują, to istnieje możliwość kontrolowania i wprowadzania pewnych momentów do wspierania przy wyprowadzeniu z korkociągu. Właściwie umieszczone spoilery pasmowe lub listwy mogą powodować duże momenty odchylające w kierunku pożądanym dla wyprowadzenia z korkociągu. Powodem tej efektywności jest to, że zachodzi wczesna separacja po jednej stronie części nosowej kadłuba, rozkład ciśnień wokół nosa staje się asymetryczny i na nosie powstaje siła boczna, która daje moment odchylający. W cpareciu o wyniki badań modelowych w korkociągu można wysnuć następujące uogólnienia:

- dla uzyskania maksymalnej efektywności, listwa na wewnętrznej stronie kadłuba (prawa strona w prawym korkociągu) powinna być rozszerzana podczas korkociągu do uzyskania wyprowadzenia;

- zamykanie listwy powinno zaczynać się od wierzchołka nosa kadłuba;

- optymalne rozmieszczenie listwy pionowo w poprzek wysokości kadłuba powinno znajdować się w przybliżeniu na maksymalnej szerokości.

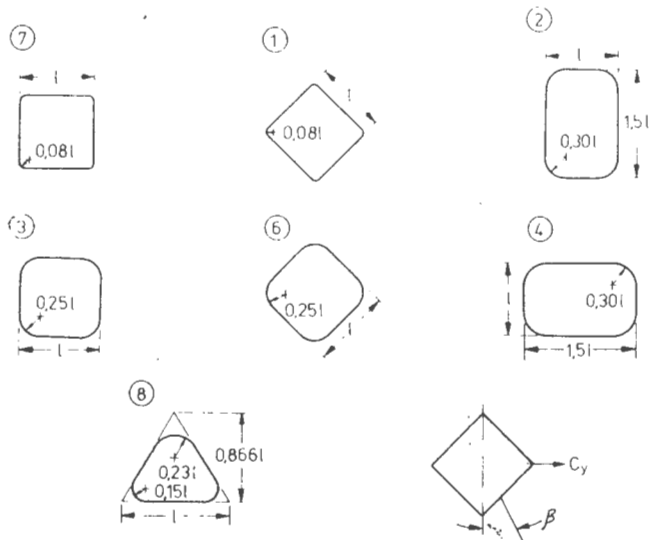
Pewne wyniki z pomiaru sił na modelu z zaostrenym nosem pokazano na rys. 12. Wykazują one asymetryczny moment na zerowym kącie ślizgu. Dla liczb Reynoldsa w zakresie $500\,000 \div 1\,400\,000$ duży ujemny moment pojawia się na kącie natarcia 50° , a duży moment dodatni przy kątach natarcia $65 \div 70^\circ$. Srodek parcia siły bocznej znajduje się w obszarze kabiny. W celu wypróbowania wyzerowania lub zmiany asymetrycznego momentu odchylającego przebadano listwy pokazane na rys. 13. Wyniki (rys. 14) pokazują, że pojedyncza listwa umieszczona po odpowiedniej stronie kadłuba (po lewej stronie, gdy asymetryczny moment odchylający był otrzymany w prawo) była efektywna w odwróceniu kierunku momentu odchylającego, gdy umieszczono ją w maksimum szerokości kadłuba.



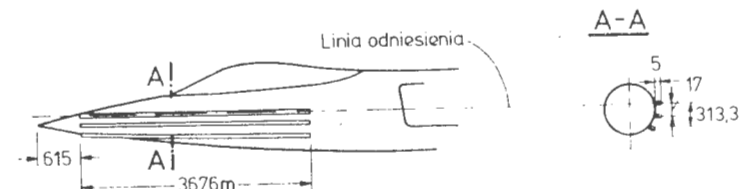
Rys. 12. Zmiany współczynników: momentu odchylającego i sił bocznych w funkcji kąta natarcia dla modelu 2: $\beta = 0^\circ$, $M \approx 0,07 \div 0,20$. Kadłub z usterzeniem poziomym. Wymiary podano dla samolotu

Umieszczenie pojedynczej listwy na zwięzającym się kadłubie redukuje jej efektywność. Dwie symetrycznie umieszczone listwy były efektywne przy prawie zerowym asymetrycznym momencie odchylającym, gdy usunięto usterzenie wysokości. Ale asymetryczny moment odchylający, z małą amplitudą, pojawiał się ciągle z chwilą zainstalowania usterzenia poziomego. W modyfikowaniu zakresu korkociągu, listwa umieszczona na dużej rozpiętości wzdłuż kadłuba była efektywniejsza niż listwa krótka, szczególnie na ujemnych kątach ślizgu, tzn. wtedy, gdy powietrze napływa na nos z tej strony, po której umieszczono listwę.

W celu zbadania wpływu małych powierzchni w części nosowej (destabilizatorów), podobnych do usterzenia typu kaczka, na właściwości samolotu w korkociągu, przeprowadzono badania tunelowe. Na rys. 15 pokazano różne destabilizatory, a na rys. 16 przedstawiono wyniki ich badań. Wykresy pokazują zachowanie się samolotu w korkociągu na kącie natarcia 90° (bardziej szczegółowe informacje dla innych kątów natarcia można znaleźć w [7]*). Należy zauważyć, że badania te prowadzono przy małych liczbach Reynoldsa i w pełnej skali na samolocie. Przy dużych liczbach Re siły działające na poszczególnych przekrojach poprzecznych kadłuba mogą być inne. Wyniki badań modeli gładkich i modeli z szorstkością dodaną do nosa (obszar, w którym dodano szorstkość jest pokazany na rys. 15, a wykresy na rys. 16) wskazują, że dodatnie pochylenie krzywej momentu odchylającego na gładkim modelu (indykując raczej obracanie się niż moment tłumiający) było zerowane przez dodanie szorstkości na kącie natarcia 90° , lecz dla małych kątów natarcia krzywe były w zasadzie te same. Dla tych kształtów nosów moment korkociągowy jest indykowany dla kątów natarcia 70° i większych, podczas gdy dla bardziej stromych kątów natarcia występuje tłumienie. Z badań modeli w różnych konfiguracjach wynika, że rozszerzenie jednej dużej powierzchni destabilizującej na górze kadłuba lub rozszerzenie długiej listwy daje najbardziej pożądaný wynik, natomiast mały symetryczny destabilizator na dole kadłuba jest



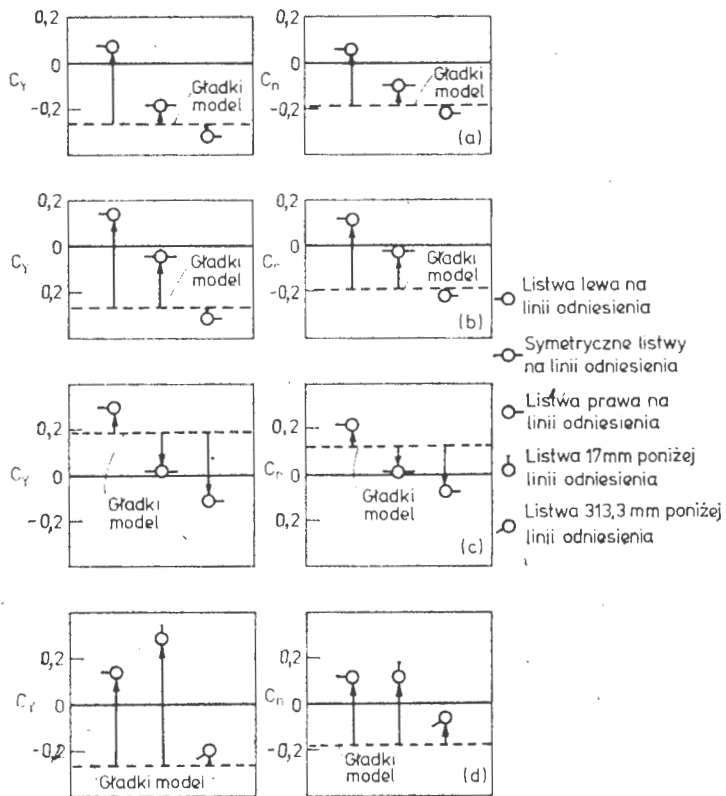
Rys. 11. Szczegółowe wymiary różnych kształtów pokazanych na rys. 10



Rys. 13. Ustawienie listwy badanych na modelu 2. Wymiary podano dla samolotu

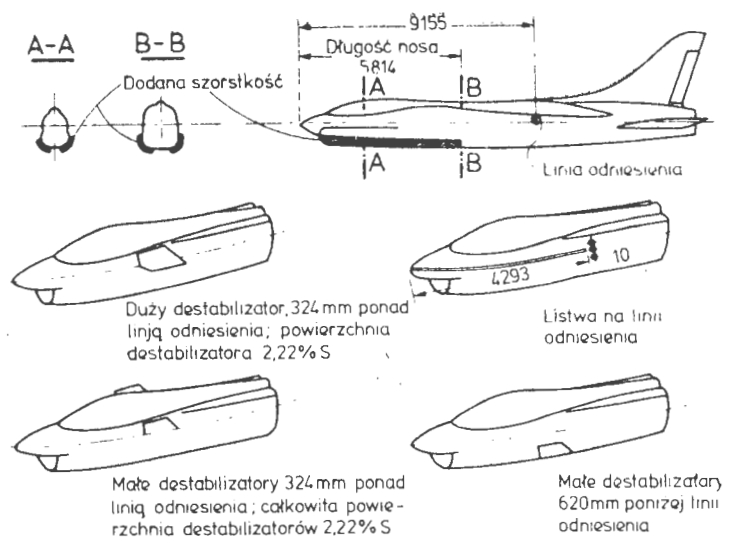
mniej skuteczny. Dla kątów natarcia mniejszych niż 70° usunięcie małego destabilizatora na dole kadłuba, po stronie zewnętrznej, daje efekt pomyślny, podczas gdy dla kątów natarcia większych od 70° nie uzyskuje się tego efektu. Wynik ten jest właściwy ze względu na fakt, że na dużym kącie natarcia przepływ był rozdzielany na dole kadłuba od strony zewnętrznej, niezależnie od tego czy mały destabilizator był instalowany, czy nie, podczas gdy na małych kątach natarcia mały, płytki destabilizator umieszczony po stronie zewnętrznej powodował separację przepływu.

Inną możliwość zastosowania nosa kadłuba do wyprowadzenia z korkociągu daje indykowanie przepływu cyrkulacyjnego wokół nosa i przez to generowanie siły bocznej w wymaganym kierunku. To zjawisko zbadano w tunelu korkociągowym na dwóch modelach, na których wytwarzano cyrkulację przez obracanie stożkowych nosów tych modeli. Badania wykazały, że kiedy generowano przez obracający się nos prokorkociągowy moment odchyłający, otrzymano płaski, szybki korkociąg, natomiast gdy generowano moment odchyłający w kierunku przeciwnym, model nie miał korkociągu.



Rys. 14. Wpływ listew na współczynnik momentu odchyłającego i siły boczne dla modelu 2: $\beta = 0^\circ$, $Re = 500\,000$, $M = 0,07$. Wymiary podano dla samolotu: a) model z usterzeniem wysokości, $\alpha = 50^\circ$; b) model bez usterzenia wysokości, $\alpha = 50^\circ$; c) model bez usterzenia wysokości, $\alpha = 66^\circ$; d) listwa lewa, umiejscowiona na różnych wysokościach kadłuba, model bez usterzenia wysokości, $\alpha = 50^\circ$

Wzajemne zależności między badaniami modelowymi w tunelu korkociągowym a badaniami samolotów w locie stwarzają pewne trudności w prawidłowym interpretowaniu wyników. W tabl. 1 przedstawiono porównanie zachowania się w korkociągu modelu i samolotu oraz charakterystyk wyprowadzenia. Wyniki zamieszczone w tablicy są oparte na badaniami NASA i współpracujących z nią wytwórni. Szczegółowy opis porównawczy modeli i samolotów zamieszczonych w tablicy znajduje się w [7]. Dla zilustrowania jak uważnie należy interpretować wyniki badań modelowych i przestrzegać zaleceń w badaniami samolotów, przedstawiono opis zachowania się modelu 18 w tunelu i reakcje samolotu na zachowanie się pilota: „Model 18 kręcił korkociąg na kącie natarcia 44° z prędkością rotacji 0,39 obr/s i wydawało się, że samolot będzie kręcił podobnie. Wyprowadzenia modelu były zadowalające przy zastosowaniu wychylenia steru kierunku przeciwnie do korkociągu i były niezadowolające, kiedy ster wysokości wychyleno równocześnie ze sterem kierunku. Na samolocie pojawiły się kłopoty przy wyprowadzeniu z korkociągu, gdy pilot równocześnie użył steru kierunku przeciwnie do korkociągu i oddał drążek do przodu. W wy-



Rys. 15. Destabilizatory i listwy badane na modelu 4. Obszar, w którym dodano szorstkość jest pociągnięty grubą linią; $S = 35,82\text{ m}^2$, $b = 10,7\text{ m}$

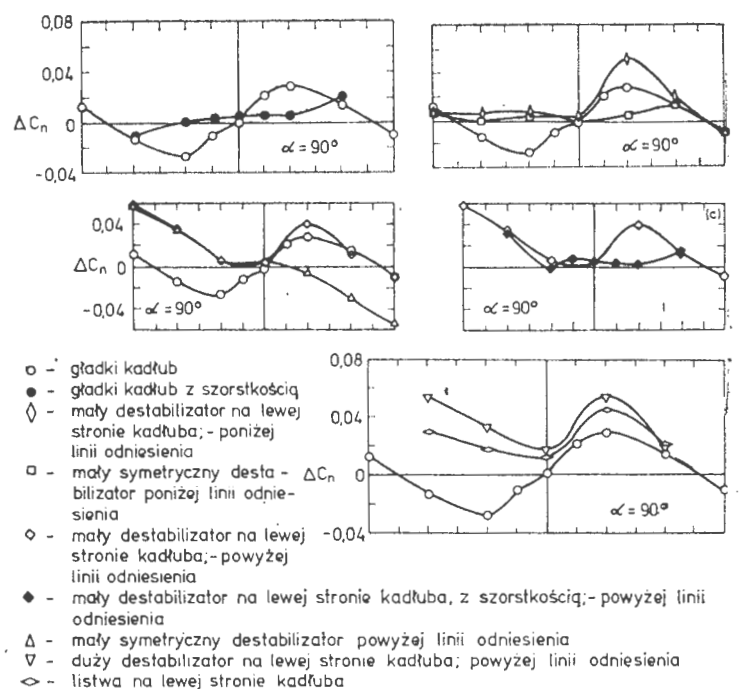
niku, dla ratowania samolotu, pilot musiał odstrzelić raketę bezpieczeństwa do wyprowadzenia. W następnym locie pilot użył steru kierunku przeciwnie do korkociągu nie wychylając drążka do przodu, aż do wykrcenia pół zvitki korkociągu i osiągnął zadowalające wyprowadzenie. Badania modelowe wykazały, że potrzebne były listwy do spowodowania dobrego wyprowadzenia. Potwierdziły to loty doświadczalne. Charakterystyki wyprowadzenia w odwróconym korkociągu były zgodne dla modelu i samolotu.

W celu ułatwienia interpretacji wyników uzyskanych w badaniami, w tablicy 2 podano charakterystyki bezwładnościowe porównywanych w tabl. 1 samolotów.

Wnioski

• Aby właściwie interpretować wyniki badań tunelowych, należy dokładnie rozważyć: wpływ geometrycznego podobieństwa modelu i samolotu, efekty użytej techniki pomiarowej i wpływ czułości przyrządów na możliwe zmiany korkociągu. Ponadto wymagana jest prawidłowa ocena specyficznych warunków aerodynamicznych.

• Przeprowadzone w NASA badania porównawcze wska-



Rys. 16. Rozkład współczynnika momentu odchyłającego wokół środka ciężkości modelu: $Re = 400\,000$, $M \approx 0,07$

TABLICA 1. Porównanie zachowania się w korkociągu modelu i samolotu oraz charakterystyk wyprowadzenia

Nr modelu	Model a)				Samolot b)				Uwagi
	$\alpha, ^\circ$	Ω , obr/min	c) zadowalające lub niezadowalające charakterystyki wyprowadzenia	położenie sterów do wyprowadzenia	$\alpha, ^\circ$ d)	Ω , obr/min d)	zadowalające lub niezadowalające charakterystyki wyprowadzenia	położenie sterów do wyprowadzenia	
1	53	0,32	nie	nie	N.A.	N.A.	nie	nie	zgodność
2	64	0,33	nie	nie	64	0,33	nie	nie	zgodność
3	e)		tak	R.A. potem E.D.	N.A.	N.A.	tak	R.A. potem E.D.	zgodność
4	f), g) 30 : 65	0,22	tak	R.A. potem E.D.	h) N.A.	N.A.	tak	R.A. potem E.D.	rozważana zgodność
5	28	0,26	tak	R.A. potem E.D.	N.A.	N.A.	tak	R.A. potem E.D.	zgodność
6	36	0,36	tak	R.A. potem E.D.	45	0,19	tak	R.A. potem E.D.	zgodność
7	nie ma korkociągu				h)				
8	f), g), i) 42 : 52	0,24	tak	R.A. i A.W.	nie ma korkociągu				rozważana zgodność
i) 9	f), g), i) 42 : 61	0,26	nie	R.A. potem E.D.	h) N.A.	h) N.A.	tak	E.N. lub R.C.	rozważana zgodność
i) 10	f), g) 60 : 75	0,26	nie	R.A. potem E.D.	h) 25	h) 0,12	tak	E.N. i R.N.	pewna niezgodność
11	f) 34 : 62	0,40	tak	R.A. i A.W.	N.A.	N.A.	tak	R.A. i A.W.	zgodność
12	f), g) 40	0,23	tak	R.A. i A.W.	f), g) 40	0,23	tak	R.A. i A.W.	zgodność
13	72	0,26	nie	R.A. i A.W.	65	0,19	prawdopodobnie nie	R.A. i A.W.	zgodność
14	f), e)		tak	R.A. i A.W.	f) 42	0,18	tak	R.A. i A.W.	zgodność
15	45	0,31	tak	R.A. i A.W.	N.A.	N.A.	tak	k)	zgodność
16	g) 45	0,30	tak	R.A. i A.W.	g) 40	0,23	tak	R.A. i A.W.	zgodność
17	f) 45 : 80	0,30	nie	R.A. i A.W.	35	0,30	tak	E.N. i R.N.	niezgodność
18	44	0,39	tak	R.A. potem E.D.	144	1,39	tak	u) R.A. potem E.D.	zgodność

a) odnośnie do kryteriów ustawienia sterów na modelu w korkociągu [7],

b) ustawienie sterów samolotu normalne dla korkociągu,

c) odnośnie do pełnej definicji zadowalającego wyprowadzenia [7],

d) α i Ω są aproksymowane dla samolotu,

e) predkość opadania w tunelu jest zbyt duża dla zmierzenia α i Ω ,

f) korkociąg oscylujący,

g) brak korkociągu,

h) może wystąpić sytuacja: brak korkociągu,

i) korkociąg dla modelu jest bardzo trudny do osiągnięcia,

k) nie wiadomo, ponieważ nie użyto optymalnych sterów,

l) brak zapisów, lecz w przybliżeniu prawidłowy — na podstawie informacji ustnej od pilota,

m) bardzo ważne, nie przesuwaj sterów kierunku i wysokości równocześnie.

Uwaga! W celu ułatwienia korzystania z literatury oryginalnej, zachowano oznaczenia skrótów zgodnie z poniżej przedstawionymi objaśnieniami: N.A. (not available) — nierozporządzone, R.A. (rudder against spin) — ster kierunku przeciwie do korkociągu, E.D. (elevator down) — ster wysokości w dół, A.W. (aileron with) — lotki zgodne, E.N. (elevator neutral) — ster wysokości w neutralu, R.C. (release all controls) — puszczenie wszystkich sterów, R.N. (rudder neutral) — ster kierunku w neutralu.

TABLICA 2. Charakterystyki bezwładnościowe samolotów porównywanych

Model	Typ samolotu	Kąt skosu skrzydła	Masa, kg	Obciążenie skrzydła, kg/m ²	I_y/I_x	$\frac{I_x - I_z}{mb^2}$	$\frac{I_y - I_z}{mb^2}$	$\frac{I_z - I_x}{mb^2}$
1	średniopłat szturmowy	0 na 0,3 e	8 707	171	1,32	-49 × 10 ⁻⁴	-143 × 10 ⁻⁴	192 × 10 ⁻⁴
2	dolnopłat szturmowy	0 na 0,50 e	6 882	185	1,66	-117	-127	244
3	dolnopłat szturmowy	33 na 0,25 e	6 038	250	2,94	-383	-132	515
4	średniopłat myśliwski	0 na 0,27 e	5 896	254	2,52	-205	-108	313
5	średniopłat myśliwski	0 na 0,50 e	9 751	262	2,45	-144	-79	223
6	średniopłat myśliwski	0 na 0,50 e	14 059	219	0,80	63	-292	229
7	średniopłat myśliwski	35 na 0,25 e	9 317	202	1,78	-188	-221	409
8	średniopłat myśliwski	35 na 0,25 e	11 182	225	1,87	-174	-183	357
9	średniopłat myśliwski	35 na 0,25 e	7 075	254	2,92	-304	-126	430
10	średniopłat myśliwski	35 na 0,25 e	6 395	275	5,10	-567	-103	670
11	średniopłat myśliwski	40 na 0,25 e	11 338	375	1,79	-210	-179	389
12	średniopłat myśliwski	43 na 0,25 e	12 190	253	5,03	-639	-96	735
13	średniopłat myśliwski	45 na 0,25 e	10 883	311	5,20	-466	-80	546
14	średniopłat myśliwski	45 na 0,25 e	13 176	321	4,44	-557	-105	662
15	średniopłat badawczy	60 na 0,25 e	3 043	188	5,84	-879	-64	943
16	średniopłat myśliwski	53 na krawędzi natarcia (delta)	7 629	147	3,04	-361	-156	517
17	dolnopłat myśliwski	35 na 0,25 e	7 483	238	1,88	-147	-142	289
18	dolnopłat treningowy	0 na 0,25 e	3 726	148	1,28	-59	-180	239
19	średniopłat treningowy	0 na 0,25 e	2 449	143	0,91	21	-214	193
20	dolnopłat myśliwski	40 na krawędzi natarcia	16 727	429	7,41	-677	-58	735
21	górnopłat myśliwski	42 na 0,25 e	9 433	263	7,55	-840	-77	917
Maksimum		60	16 727	429	7,55			
Minimum		0	2 449	143	0,80			

zują na wartość techniki analitycznej w poszerzaniu wiedzy uzyskanej w badaniach modeli i samolotów w korkociągu.

● Korkociąg jest ruchem obrotowym i może być efektywnie zatrzymany przez przyłożenie odpowiedniego przeciwdziałającego momentu. Okazuje się, że przyłożenie momentu odchylającego jest najskuteczniejszym środkiem do tego celu, a moment ten zależy głównie od rozkładu masy samolotu.

● Pochylenie samolotu i prędkość rotacji w korkociągu są zależne od charakterystyk momentu pochylającego i relacji tych charakterystyk do charakterystyk momentu odchylającego. Okazuje się również, że charakterystyki momentu przechylającego mogą mieć znaczny wpływ na zjawisko oscylacji w korkociągu.

● Duże momenty bezwładności współczesnych samolotów myśliwskich i duża prędkość kątowna w korkociągu mogą spowodować trudności w wyprowadzaniu za pomocą klasycznych sterów. Ponadto dezorientacja pilota w rozwiniętym korkociągu może utrudniać właściwe użycie sterów, nawet gdy są one efektywne. Dlatego jest niezmiernie ważne, aby zapobiegać pełnemu rozwinięciu korkociągu

przez przerwanie tego ruchu w fazie początkowej. Stery, nieefektywne w pełnym korkociągu z powodu pochylenia, dużej prędkości rotacji i efektów żyroskopowych mogą być skuteczne w zatrzymaniu korkociągu w fazie początkowej.

● We współczesnych myśliwcach, z długą częścią nosową, kształt przekroju poprzecznego kadłuba przed skrzydłem może mieć znaczący wpływ na korkociąg i charakterystyki wyprowadzenia.

● Przy pewnych kształtach przekroju poprzecznego nosa, podczas korkociągu liczba Reynoldsa może mieć wpływ na to czy nos powoduje tłumienie, czy moment obrotowy i to może być ważne w interpretacji wyników badań modelowych.

● Użycie właściwie umieszczonych wysuwalnych listew lub wysuwalnych destabilizatorów poruszanych na stronie wewnętrznej (prawa strona w prawym korkociągu) może spowodować zatrzymanie korkociągu.

● Właściwie interpretowane wyniki badań modelowych w tunelu do swobodnego korkociągu dają dobre informacje o prawdopodobnym korkociągu i charakterystykach wyprowadzenia samolotu i są ekstremalnie pewnym środ-

kiem do określenia optymalnej techniki najlepszego wprowadzenia z korkociągu.

● Dla właściwej korelacji wyników badań korkociągu między modelem i samolotem jest bardzo ważne, aby w czasie badań modelowych dokładnie były odwzorowane rozkłady mas i podobieństwo wymiarowe.

● Kryteria wypracowane z zależności fizycznych korkociągu i metody wyprowadzenia z niego są nieadekwatne do konstrukcji współczesnych myśliwców, mających dużą długość części nosowej kadłuba. Dla współczesnych projektów konstrukcyjnych należy wykonywać badania tunelowe w tunelu korkociągowym, co jest głównie wynikiem tego, że nos samolotu może być źródłem silnych momentów autorotacyjnych, które w sposób krytyczny mogą zależeć od kształtu przekroju poprzecznego. A więc mała nieregularność nosa wynikająca z tolerancji produkcyjnych może mieć znaczny wpływ w niektórych przypadkach.

● Dla współczesnych konstrukcji określenie właściwej i bezpiecznej techniki wyprowadzenia powinno być wykonane w badaniach tunelowych korkociągu.

Opracował mgr inż. Lech Jarzębiński

LITERATURA

1. NEIHOUSE A. I., LICHTENSTEIN J. H. AND PEAPOOD P. W.: Tail-Design Requirements for Satisfactory Spin Recovery. NACA TN-1045, April 1946.



BĄCZKOWSKI W.: Samolot myśliwski Ła-7. Seria TBU nr 57. Wyd. MON. Warszawa 1979 r., s. 16 + IV, cena 10 zł.

Kolejny lotniczy zeszyt z serii TBU zawiera opis nie tylko samolotu Ła-7, lecz także samolotów Ła-5, I-22, I-301, Ła-9, Ła-11 oraz dzieje rozwoju samolotów Ławoczkina z silnikami tłokowymi, a także opisy techniczne Ła-5 i I-22 i krótki opis zastosowania samolotu. Tekst uzupełnia 19 zdjęć, 4 rysunki oraz 5 kolorowych plansz. Niestety opracowanie zawiera sporo błędów dotyczących dziejów samolotu. Także zamiast opisu technicznego Ła-5 należało zamieścić opis wymienionego w tytule samolotu Ła-7. Sprostowania wymagają następujące nieścisłości:

— Narada, o której pisze autor na wstępie, miała miejsce nie w 1938 r., lecz w lutym 1939 r. Nie przewidywano też wycofania z uzbrojenia samolotu I-153, ponieważ był on produkowany dopiero wiosną 1939 r.

— Częściowo tylko wymienione przez autora zespoły konstrukcyjne powstawały w większości w latach 1938-1939, a konkretnie zadania przydzielono im w lipcu i sierpniu 1939 r. Projekt I-22 nie mógł więc być opracowany i zaakceptowany w 1938 r. W rzeczywistości projektowanie I-22 rozpoczęto nie wcześniej niż w 1939 r., czyli po utworzeniu biura konstrukcyjnego Ławoczkina.

— Oprócz wymienionych przez autora samolotów myśliwskich, zbudowano wówczas następujące prototypy: SAM-13, IS-1, IS-2, myśliwiec Silwskiego, IP-21, SK-1, SK-2, I-28, Su-1, dwupłatowiec I-190, I-207, dwusilnikowe Ta-1, WI-100, wcześniej powstał I-180.

— W opisie I-22 podano grubość pokrycia kadłuba tylko dla egzemplarzy prototypowych, w seryjnych była ona taka jak w Ła-5.

— W I-22 zastosowano silnik M-105P, a nie M-105.

Konstruktorami działka WJa byli Wołkow i Jarcew, a nie sam Wołkow i miało ono kaliber 23 mm, a nie 30 mm. Ponieważ działko to, przyjęte na uzbrojenie w 1940 r., było udane, należy przypuszczać, że chodziło o działko PTB-6 istotnie sprawiające wiele kłopotów.

— Pierwszy prototyp I-301 został oblatany 14.06.1940 r., a nie jesienią. Samolot był napędzany silnikiem M-105PF, a nie M-105P. ŁaGG były produkowane do końca 1943 r., a nie 1942 r., zbudowano 21 wersji, w tym 13 seryjnych. Choć opis prototypów zajmuje 5 stron, jednak nie pokazuje ani historii ŁaGG-1 i 3, ani prototypów Ła-5.

— Projekt wykorzystania silnika M-82 podzielił się już na początku 1941 r., a nie w czasie działań wojennych. W marcu

1941 r. Gudukow rozpoczął montowanie na ŁaGG zespołu napędowego od Su-4 i nazywał ten samolot Gu-82. Silniki M-82 na początku 1941 r. nie były stosowane ani w Pe-8, ani w Su-2 wymienionych przez autora. Przy budowie prototypu ŁaG-5 wykorzystano dokumentację projektowaną przez Polikarpowa wersji I-185 z M-82. Projekt samolotu ŁaG-5 został opracowany pod kierunkiem S. M. Aleksiejewa, a z ŁaGG-3 wykorzystano jedynie tylną część kadłuba i podwozie. Budowa samolotu została ukończona w grudniu 1941 r., a próby państwowe dwóch prototypów rozpoczęto w kwietniu i ukończono w czerwcu 1942 r. Autor pominał te fakty, pisze natomiast o przygotowaniach (latem 1941 r.) do zamontowania silnika M-82 na kilku ŁaGG. Samoloty seryjne nosiły oznaczenie Ła-5, a nie ŁaG-5, stosowane przez autora.

— Pierwsza wersja Ła-5, której zbudowano kilkadziesiąt sztuk, była wyposażona w silnik M-82A o mocy startowej 1330 KM, a nie 1510 KM. Pierwsze pułki wyposażone w Ła-5 pojawiły się na froncie pod Stalingradem i Leningradem w końcu listopada i w grudniu 1942 r. Operowanie terminem „jesienią” jest nieprecyzyjne.

— Wersja z obniżonym grzbietem kadłuba nie mogła być opracowana w czerwcu 1942 r., lecz znacznie później.

— Podana przez autora liczba samolotów z silnikiem M-82F (nazwy Ła-5F nie stosowano, jedynie wersję silnika oznaczano na osłonie silnika) dotyczy całej produkcji samolotu Ła-5, a nie do końca 1942 r., ponieważ wielkoseryjna produkcja Ła-5 rozpoczęła się w grudniu 1942 r.

— W marcu 1943 r. opracowano wersję Ła-5FN (zbudowano trzy egzemplarze doświadczalne). Pierwsze samoloty seryjne znalazły się na froncie latem, a nie w marcu, i były użyte w bitwie kurskiej. Wersja Ła-5FN była wyposażona w silniki z bezpośrednim wtryskiem paliwa (czyli bezgaźnikowe), a nie z dodatkowym wtryskiem paliwa.

— Wersja treningowa była budowana z silnikiem ASz-82F, a nie ASz-82FN i z działkiem SP-20 a nie SzWAK lub km. UBS. Pierwsze serie Ła-5 miały pięć zbiorników paliwa, a późniejsze trzy, a nie odwrotnie (w tym punkcie mylił się też Szawrow).

— Autor pominał następujące wersje Ła-5: tzw. lekkie ze słabszym uzbrojeniem (działko i km. UBS), Ła-5FN z TK (krótka działka) i Ła-5 ASz71 z 1943 r.

— Stery samolotu miały konstrukcję nie drewnianą, lecz metalową. Ostatnie serie Ła-5FN miały konstrukcję płata jak Ła-7, we wszystkich Ła-5FN stosowano śmigło WISz-105W.

— Prototyp Ła-7 ukończono w listopadzie 1943 r., a nie w styczniu 1944 r., oblatywał go tylko Adamowicz. Samolot ten, z nu-

2. NEIHOUSE A. I.: Tail-Design Requirements for Satisfactory Spin Recovery for Personal-Owner-Type Light Airplanes. NACA TN-1329, June 1947.
3. KLINAR W. J. AND WILSON J. II.: Spin-Tunnel Investigation of the Effects of Mass and Dimensional Variations on the Spinning Characteristics of a Low-Wing Single-Vertical-Tail Model Typical of Personal-Owner Airplanes. NACA TN-2352, May 1951.
4. SEIDMAN O. AND NEIHOUSE A. I.: Free-Spinning Wind-Tunnel Tests of a Low-Wing Monoplane with Systematic Changes in Wings and Tails-IV. Effect of Center-of-Gravity Location. NACA Rep. 672, 1939.
5. SEIDMAN O. AND NEIHOUSE A. I.: Free-Spinning Wind-Tunnel Tests of a Low-Wing Monoplane with Systematic Changes in Wings and Tails — V. Effect of Airplane Relative Density. NACA Rep. 691, 1940.
6. ZIMMERMAN C. H.: Effect of Changes in Tail Arrangement upon the Spinning of a Low-Wing Monoplane Model. NACA TN-570, June 1936.
7. NEIHOUSE A. I., KLINAR W. J. AND SCHER S. H.: Status of Spin Research for Recent Airplane Designs. NASA TR R-57, 1960.
8. NEIHOUSE A. I.: A Mass-Distribution Criterion for Predicting the Effect of Control Manipulation on the Recovery from a Spin. NACA WR I-168, August 1942.
9. HEALY F. M. AND KLINAR W. J.: Comparison of Effects of Ailerons and Combinations of Spoiler-Slot-Deflector Arrangements on Spin Recovery of Sweptback-Wing Model Having Mass Distributed Along the Fuselage. NACA RML54114, 1954.
10. NEIHOUSE A. I. AND PITKIN M.: Effect of Wing Leading-Edge Slots on the Spin and Recovery Characteristics of Airplane. NACA WR I-168, August 1942.
11. GALE L. J. and JONES I. P., Jr.: Effects of Antispin Fillets and Dorsal Fins on the Spin and Recovery Characteristics of Airplanes as Determined from Free-Spinning-Tunnel Tests. NACA TN-1779, December 1948.

merem fabrycznym 20.101. uległ zniszczeniu i próby kontynuowano na następnym prototypie.

— Samolot z dodatkowym silnikiem rakietowym był eksperymentalnym myśliwcem przechwytyjącym. Próby dwóch egzemplarzy oznaczonych Ła-7R i Ła-120R przeprowadzone na początku 1945 r., połączone z licznymi trudnościami, nie dały spodziewanych efektów. Przeprowadzone przez autora łączenie prób silników rakietowych z rozwojem samolotów odrzutowych jest nieporozumieniem.

— Autor pominał inne wersje doświadczalne Ła-7. Oprócz prób z silnikami rakietowymi RD-1 i RD-1ChZ, na samolocie Ła-7 stosowano po dwa silniki odrzutowe, podwieszane pod płatem, WRD-430 i PuWRD D-10. Wersja Ła-7 z metalowym płatem o laminarnym profilu nosiła oznaczenie Ła-126 (górne zdjęcie na str. 14 przedstawia ten właśnie samolot, a nie Ła-9). Samolot ten, zbudowany w krótkiej serii, służył do doswiadczeń z silnikami PWRD, tzw. Ła-126 PWRD. Autor błędnie nazywa strumieniowe silniki PWRD silnikami rakietowymi.

— W opisie Ła-7 budzi zastrzeżenie nazwa silnika ASz-71TJ, brzmiąca nie z rosyjska; chyba powinno być TI.

— Do opisu Ła-7 (Ła-120) autor dotychczas dwa inne samoloty, nie będące wersjami Ła-7.

— Samolot Ła-9 (Ła-130) został zbudowany w 1946 r. a nie „powstał przed końcem wojny”. Ła-9 budowano w krótkich seriach, także w wersji Ła-9 UTI i Ła-138.

— Samolot Ła-11 (Ła-140) budowano w dużej serii w wersji bojowej i szkolnej (Ła-11UTI) tylko z silnikiem ASz-82FN, a nie ASz-70. Ła-9 był uzbrojony w cztery działka 23 mm, a Ła-11 w trzy działka NS-23. Samoloty Ła-9 i Ła-11 były niemal identyczne, różniły się zewnętrznym uzbrojeniem i umieszczeniem w Ła-11 chłodnicy oleju w osłonie silnika.

— Opis zastosowania samolotu jest zdecydowanie za krótki, właściwie brak informacji o lotnictwie radzieckim. W lotnictwie fińskim używano ŁaGG-3. Określenie typu samolotu na podstawie zdjęć w tym przypadku nie zdaje egzaminu. Różnice między ŁaGG-1 (zbudowany w niewielkiej liczbie) a ŁaGG-3 kształtowały się zależnie od wersji i określenie typu na podstawie wyważenia steru kierunku oraz stałego czy wciąganego kółka ogonowego jest błędne. Pierwsze serie ŁaGG-3 miały usterzenie identyczne jak ŁaGG-1, a kółko ogonowe było najczęściej blokowane na stałe.

— Informacja o nieudanych próbach skopiowania Ła przez przemysł III Rzeszy

cd. na s. 39

Samolot pasażerski bliskiego zasięgu

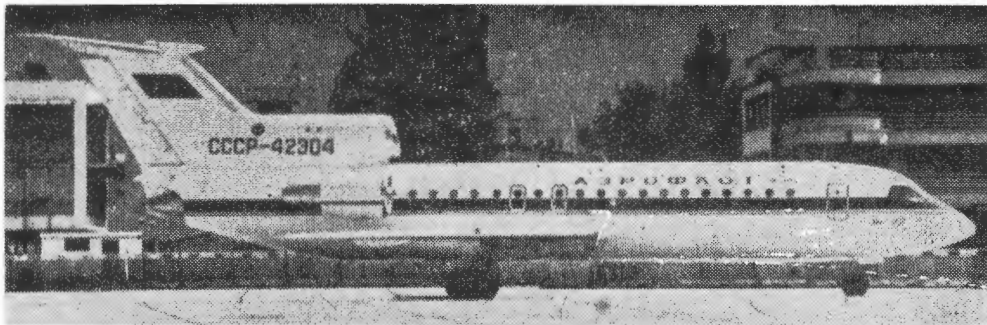
KONSTRUKCJA. Całkowicie metalowy trzysilnikowy dolnopłat o napędzie odrzutowym.

Plat. Obrys trapezowy, z załamaniem krawędzi spływu (poszerzenie przy kadłubie). Profil zmienny wzdłuż rozpiętości, dobrany w sposób umożliwiający przesunięcie środka parcia każdego skrzydła jak najbliższy ku kadłubowi, w celu zmniejszenia momentu gnącego. Skos na krawędzi natarcia 23°. Konstrukcja jednoczęściowa, trójdźwigarowa, *fail safe*, z elementami integralnych frezowanych. W kesonie integralne zbiorniki paliwowe. Kłapy dwuszczeniowe składające się z czterech segmentów. Z kłapami współpracują przerywacze, otwierające się automatycznie po zetknięciu podwozia z ziemią. Lotki podparte w czterech punktach, wyważone masowo i aerodynamicznie, wyposażone w klapki wyważające. Krawędzie natarcia wyposażone w instalację przeciwbłodzeniową. W przykadłubowych częściach skrzydeł umieszczone okucia mocowania i wnęki gołeni podwozia głównego.

Kadłub. Przekrój kołowy, w części tylnej spłaszczony u dołu. Klasyyczna konstrukcja półskorupowa typu *fail safe*. Szczelna część kadłuba podzielona pokładem na dwa poziomy. Nosek kadłuba laminatowy, osłaniający pokładowy radar meteorologiczny. Na górnym pokładzie przedniej części kadłuba kabina dla dwóch pilotów, pod nią — wnęka podwozia przedniego. Przed każdym fotelem pilota pełny zestaw przyrządów. Szyby kabiny wyposażone w wycieraczkę i instalację przeciwbłodzeniową. Za kabiną pilotów niewielki przedział wyposażenia radioelektronawigacyjnego i drzwi po obu stronach kadłuba z wysuwanymi schodami wejściowymi dla pasażerów. Obok wejść usytuowane toalety i szatnie. Kabina pasażerska może mieć dwa rozwiązania: 120-miejscowe („bagaż w kontenerach”) i 102-miejscowe („bagaż przy sobie”). W drugim przypadku w przedniej części kabiny wydzielone jest pomieszczenie na bagaż pasażerów. Fotele pasażerskie rozmieszczone po sześć w rzędzie, z centralnym przejściem, odstępy między rzędami — 0,81 m. Za kabiną pasażerską znajduje się drugie wejście z opuszczanymi schodami oraz toalety. Na dolnym poziomie kadłuba znajduje się ładownia przystosowana do standardowych kontenerów lotniczych (sześć kontenerów APK-0725 po 2,2 m³). Łuki załadunkowe umieszczone z obu stron kadłuba. Za ładownią, w miejscu gdzie struktura skrzydła przechodzi przez kadłub, umieszczone są agregaty instalacji hydraulicznej i wnęki kół podwozia głównego. Kabina pasażerska w pełni klimatyzowana. Z każdej strony kabiny znajdują się po dwa wyjścia awaryjne, usytuowane nad skrzydłem.

Usterzenie. Usterzenie w układzie T. Obrisy obu usterzeń trapezowe, ze skosem. Konstrukcja półskorupowa typu *fail safe*. Statecznik pionowy wielodźwigarowy. Ster kierunku wyposażony w dwie kłapki wyważające-dociągające. Statecznik poziomy o zmiennym kącie zaklinowania, dwusegmentowy ster wysokości zaopatrzony w kłapki wyważające na każdym segmencie. Ster wyważony masowo i aerodynamicznie.

Sterowanie. Sterownice (wolanty i pedaly) zdwojone. Przeniesienie napędu na powierzchnie sterowe odbywa się za pomocą mechanizmu linkowo-dźwigniowego,



bez wzmacniaczy hydraulicznych. Jest to możliwe dzięki starannemu wyważeniu aerodynamicznemu i masowemu tych powierzchni. Układy sterowania zdwojone. W przypadku awarii obu układów sterowania, możliwe jest sterowanie pochyleniem za pomocą systemu szybkiego przestawienia statecznika. Napęd kłapek, przerywaczy i zmiana kąta zaklinowania statecznika poziomego za pomocą mechanizmów hydraulicznych. Kłapki wyważające napędzane elektrycznie.

Podwozie. Trójzespolowe, chowane hydraulicznie do skrzydeł i kadłuba. Podwozie przednie jednogoleniowe, amortyzator wewnątrz gołeni, bliźniacze koła zawieszona na wahaczu, sterowane hydraulicznie, chowane ku przodowi. Wymiary kół przednich 0,930 x 0,305 m. Podwozie główne jednogoleniowe z amortyzatorem wewnątrz gołeni. Koła bliźniacze o wymiarach 1,300 x 0,480 m, wyposażone w tarczowe hamulce hydrauliczne z urządzeniem przeciwpoślizgowym. Awaryjne wypuszczenie podwozia grawitacyjno-aerodynamiczne (wykorzystanie oporu powietrza) po otwarciu osłon.

Zespół napędowy. Trzy turbowentylatorowe silniki Łotariew D-36 o ciągu statycznym po 63,2 kN (6450 kg). Stosunek przepływów 5,34:1. Silniki boczne umieszczone w gondolach po obu stronach kadłuba tuż za skrzydłem. Silnik środkowy w tylnej części kadłuba. Pierścienie wlotów wszystkich silników zaopatrzone w instalację przeciwbłodzeniową. Na wylotach silników bocznych umieszczone odwracacze ciągu. Do rozruchu silników, a także do zasilania instalacji płatowcowych podczas postoju, służy turbinowy pomocniczy zespół napędowy TA-6W umieszczony na grzbiecie kadłuba przed usterzeniem, z wylotem skierowanym w prawo. Agregat pomocniczy zapewnia pełną autonomię podczas postoju na lotnisku. Cały zespół napędowy jest przystosowany do eksploatacji w zakresie temperatur od -50 do +50°C. Jednostkowe zużycie paliwa silnika D-36 wynosi 66,26 kg/kNh (0,65 kg/kg-h).

Wyposażenie. Wyposażenie pilotażowe i radioelektronawigacyjne wg II kategorii ICAO. Radar meteorologiczny, zespół pilotażowo-nawigacyjny PK-42 (stabilizacja przestrzenna samolotu; automatyczna stabilizacja wysokości lotu; prędkości i liczby Macha; automatyczne prowadzenie samolotu po zadanej trasie; automatyczne lądowanie lub automatyczne podejście do lądowania; start automatyczny, loty po krywej;

wznoszenie i opadanie, przetwarzanie i rejestracja parametrów lotu; automatyczne sterowanie ciągiem silników).

Instalacje. Paliwowa — integralne zbiorniki w skrzydłach, pompy i automatyka na silnikach, główne agregaty zdwojone. Hydrauliczna — dwa niezależne obwody, oddzielne pompy. Awaryjna instalacja hydrauliczna zasilana przez dwa zespoły pomp; jeden zasilany prądem przemianowym, drugi — prądem stałym. Zasilanie z generatorów silnikowych i turbinowego pomocniczego zespołu napędowego w pierwszym przypadku, w drugim — z generatorów przez prostowniki i z akumulatorów pokładowych. Instalacja hydrauliczna zasilana sterowanie kłapami, przerywaczami, statecznikiem poziomym, służy także do otwierania drzwi i trapu oraz do wysuwania schodów i otwierania luków bagażowych. Elektryczna — generatory prądu przemianowego trójfazowego na każdym silniku, generator awaryjny napędzany przez turboagregat pomocniczy, przetwornice, prostowniki i akumulatory. Klimatyzacyjna — zasilana z upustów na sprężarkach silników; zapewnia właściwą temperaturę, ciśnienie i wilgotność w szczelnej części kadłuba. Przeciwbłodzeniowa — gorące powietrze z upustów sprężarek silnikowych dostarczane do ogrzewania krawędzi natarcia skrzydeł, usterzenia i pierścieni wlotowych silników; oszklenie kabiny ogrzewane elektrycznie. Przeciwożarowa — niezależne układy gaśnicze CO₂ na każdym silniku.

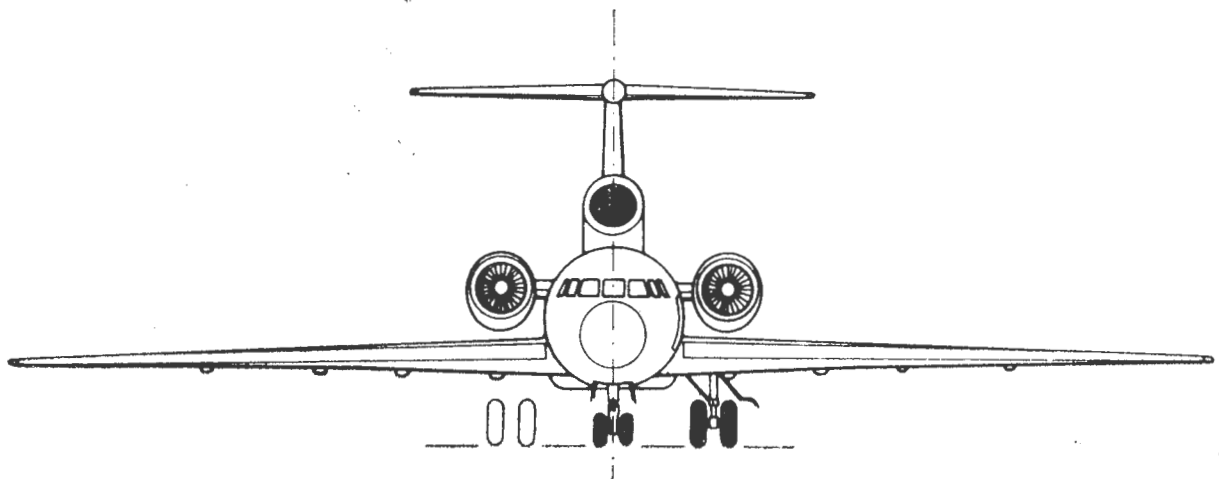
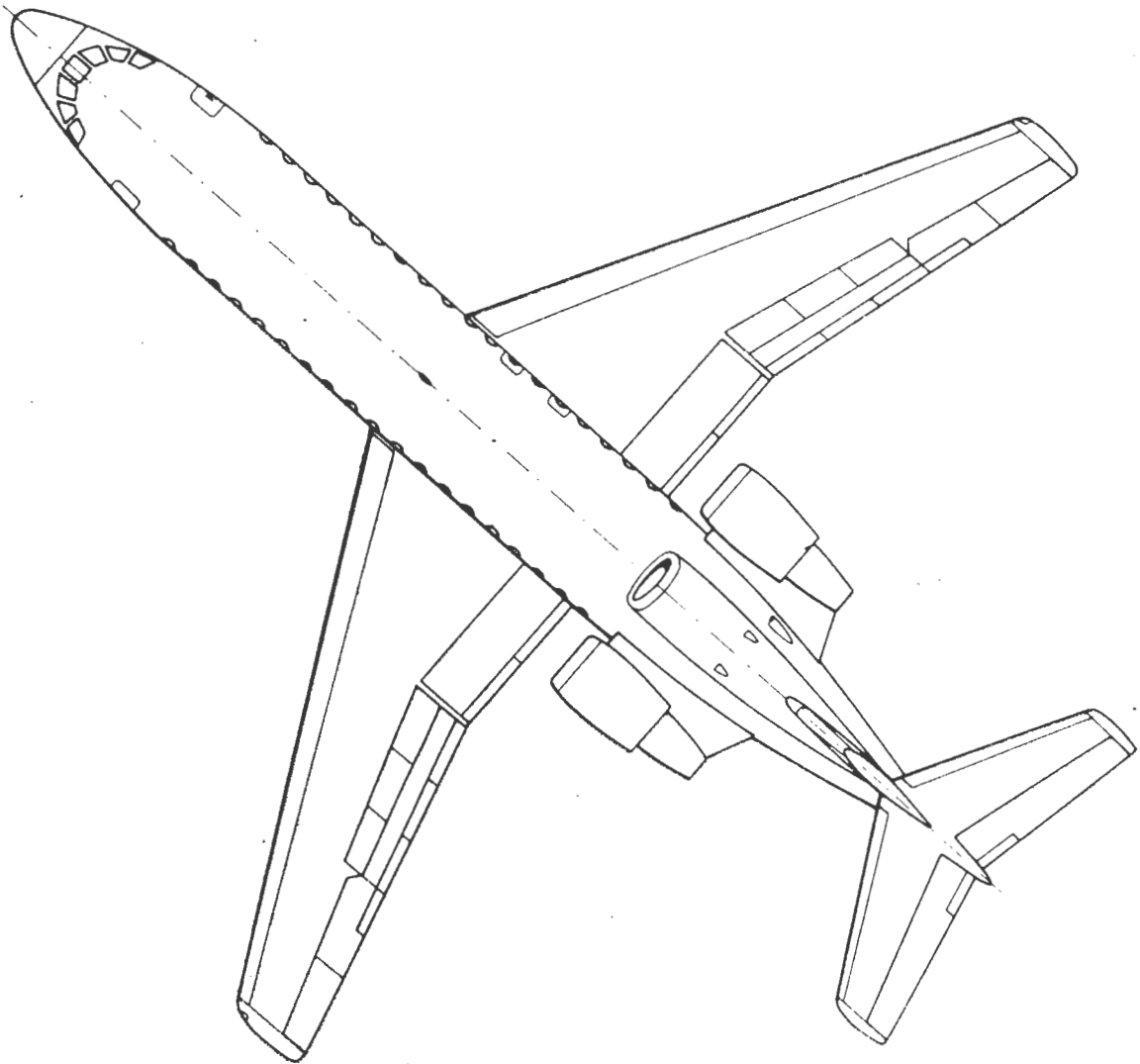
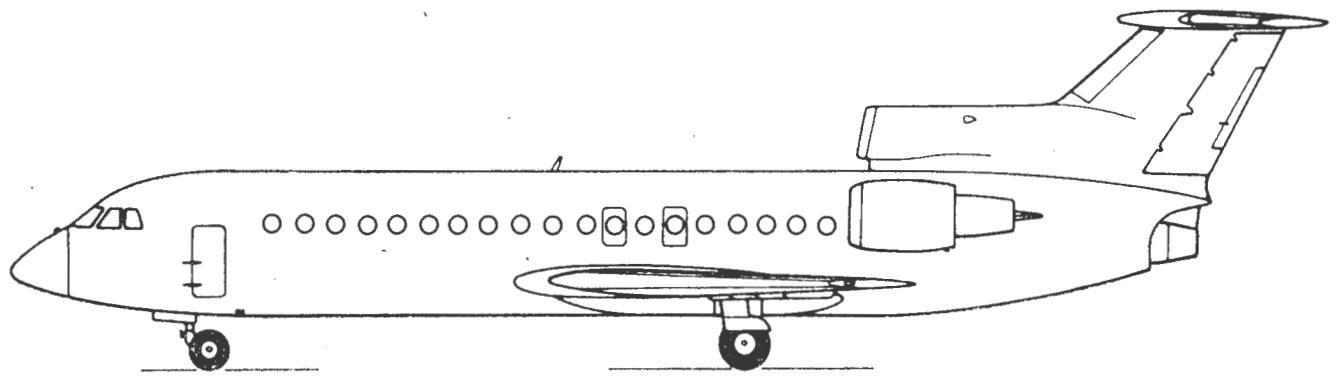
ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Prace projektowe rozpoczęto na początku lat siedemdziesiątych. Pierwszy prototyp, mający skrzydło o skosie 11°, oblatał 7 marca 1975 r. pilot A.L. Kotosow. Jak-42 jest przewidywany jako następca samolotów obecnie używanych na liniach bliskiego zasięgu (tj. An-24, Il-18 i Tu-134), jest od nich ekonomiczniejszy i prostszy w obsłudze. Koncepcja obsługi pasażerskiej wg zasady „bagaż przy sobie”, w połączeniu z pełną autonomią podczas postoju na lotnisku sprawia, że Jak-42 korzystać może z lotnisk o całkowicie nie przygotowanej infrastrukturze. Większość prac obsługowych wykonuje się systemem „według stanu”. Przewidywany czas eksploatacji samolotu ma wynosić 30 000 h lotu i 30 000 lądowań; silników — 18 000 h. Koszt paliwa przypadającego na jednego pasażera jest dla Jaka-42 o ok. 25% mniejszy niż dla Tu-134. Przewidywany jednostkowy koszt przewozu (1 tkm) ma wynieść 12,5-13,0 kopiejek.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	34,20 m
Długość	36,38 m
Wysokość	9,80 m
Rozpiętość usterzenia poziomego	10,80 m
Baza podwozia	14,78 m
Rozstaw podwozia	5,63 m
Srednica kadłuba maks.	3,80 m
Powierzchnia nośna	150 m ²
Wydłużenie skrzydła	7,8
Masa własna	28 960 kg
Masa startowa maks.	52 000 kg
Ładunek handlowy maks.	14 500 kg

Ładunek handlowy norm.	10 500 kg
Obciążenie powierzchni maks.	346,7 kg/m ²
Obciążenie ciągu maks.	274,3 kg/kN (2,69 kg/kg)
Prędkość przelotowa (H = 8000 m)	820 km/h
Prędkość lądowania	210-220 km/h
Start na h = 15 m	ok. 1100 m
Wymagana długość pasa startowego	1800 m
Zasięg maks.	3000 km
Zasięg z normalnym ładunkiem	1850 km
Zasięg z maks. ładunkiem	1000 km

T.M.



Szybowiec szkolno-treningowy

KONSTRUKCJA. Jednomiejscowy, metalowy średniopłat.

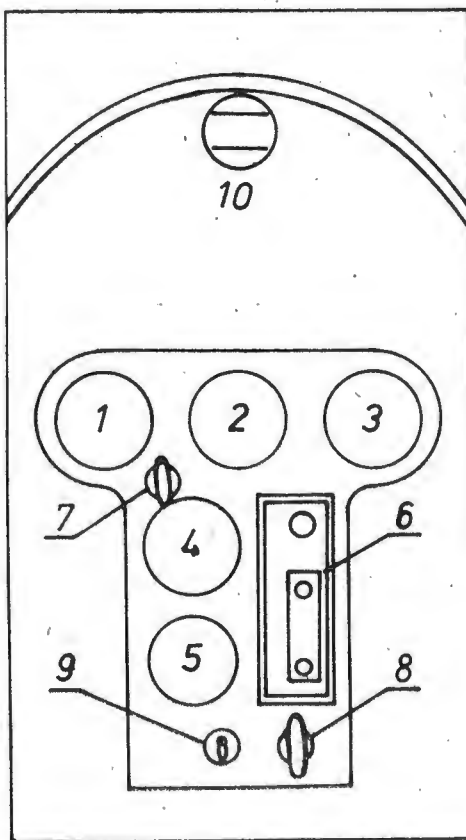
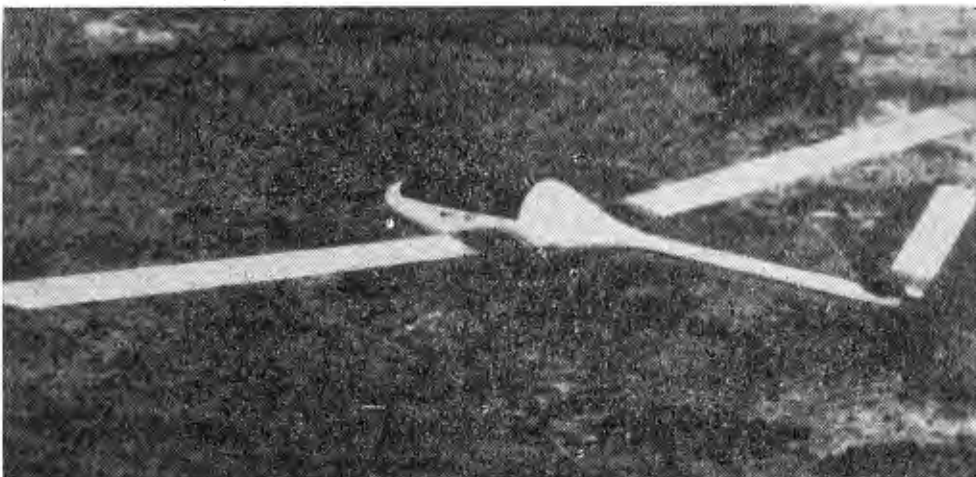
Płat. Obrys prostokątny, profil Wortmann FX 61192 (modyfikowany) o grubości względnej 18%, wznios 4°. Konstrukcja dwudzielna, jednodźwigarowa, metalowa. Połączenie wzajemne skrzydeł z kadłubem umożliwia szybki montaż i demontaż. Strukturę skrzydła tworzy dźwigar główny, tylny dźwigar pomocniczy, 26 żeberek i pokrycie z jednego arkusza blachy ze stopu lekkiego. Połączenia klejone i nitowane nitami zamkniętymi jednostronnie. Całą krawędź spływu każdego skrzydła zajmują dwusegmentowe kłapy (62,3% rozpiętości) i lotki (32,3% rozpiętości). Kłapy mogą być wychylone do kąta 90°, działają wtedy jako hamulce aerodynamiczne, przy szybkich przelotach mogą być wychylane ku górze. Końcówki skrzydeł z laminatu epoksydowo-szklanego. Masa każdego skrzydła wynosi 24 kg.

Kadłub. Przekrój eliptyczny w części przedniej, kołowy w części tylnej. Strukturę przedniej części kadłuba tworzy kratownica spawana z rur ze stali chromowo-molibdenowej, do której mocowane są skrzydła, siedzenie pilota, tablica przyrządów, podwozie i belka tylnej części kadłuba oraz zaczep holowniczy. Kratownica pokryta laminatową skorupą formowaną z dwóch połówek. Tylna część kadłuba wykonana z rury ze stopu lekkiego (średnica rury 150 mm, długość 3,20 m). Na zakończeniu belki ogonowej znajduje się płoza tylna.

Kabina. Fotel pilota regulowany, osłony kabiny dwuczęściowe z przyciemnionego pleksu, wiatrochron i limuzyna otwierana na bok. Kabina jest przewietrzana — wlot typu NACA umieszczony z lewej strony kadłuba pod wiatrochronem.

Usterzenie. Usterzenie typu V (Rudlickiego), płytowe z kłapkami dociskającymi. Obrys płyt usterzenia prostokątny, kąt rozwarcia 45°. Konstrukcja każdej płyty metalowa: dźwigar rurowy z nawleczonymi pięcioma żeberkami, pokrycie — blacha ze stopu lekkiego, całość klejona i nitowana nitami zamkniętymi jednostronnie, analogicznie jak skrzydła. Końce dźwigarów w kadłubie ukształtowane w sposób umożliwiający ich mijanie się. Końcówki płyt usterzenia z laminatu epoksydowo-szklanego.

Rys. Tablica przyrządów szybowca Monerai S: 1 — wariometr I, 2 — prędkościomierz, 3 — wysokościomierz, 4 — wariometr II, 5 — chronometr, 6 — radiostacja UKF, 7 — uchwyt zwalniający zaczep holowniczy, 8 — uchwyt regulacji pedałów, 9 — wyłącznik radiostacji, 10 — busola



Sterowanie. Dżwęk sterowy umieszczony na prawej burcie kabiny, pedały regulowane, dźwignia napędu kłap z blokadą — na lewej burcie, uchwyt do zwalniania zaczepu holowniczego w tablicy przyrządów. Sterowanie lotkami, kłapkami i sterami — popychacze z rur duralowych prowadzone na teflonowych rolkach.

Podwozie. Jednokołowe, stałe. Koło umocowane na kratownicy kadłuba i wyposażone w hamulec mechaniczny uruchamiany automatycznie, po osiągnięciu pełnego wychylenia kłap.

Wyposażenie. Busola, 2 wariometry, prędkościomierz, wysokościomierz, zegar czasowy, radiostacja UKF.

Zespół napędowy (w wersji zmotoryzowanej Monerai P). Silnik dwusuwowy, chłodzony powietrzem West Bend o mocy 7,36 kW (= 10 KM) napędzający drewniane, dwuopatowe śmigło pchające o stałym skoku za pomocą łańcuchowej przekładni reduktorowej. Silnik umocowany na stałe do struktury kadłuba za pomocą pionowo ustawionej stalowej rury (wprowadzonej w kadłub za dźwigarami skrzydłowymi). Rozruch silnika ciągnowy, możliwy podczas lotu (silnik wyposażony w dekompresor). Cały zespół napędowy może być łatwo demontowany.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Firma amerykańska Monnett Experimental Aircraft, po samolotach wysięgowych z początków lat siedemdziesiątych Sonerai I i Sonerai II, przedstawiła w 1978 r. na zlocie w Oshkosh nowy szybowiec Monerai S i jego wersję zmotoryzowaną Monerai P. Konstruktorem Monerai S jest John Monnett. Szybowiec sprzedawany jest w zestawach do montażu. Cena zestawu — ok. 3000 dolarów. W wersji Monerai P używane mogą być też silniki Chrysler (7,4 kW) lub Choita (13,3 kW). Do połowy 1979 r. zamówiono ok. 120 zestawów.

DANE TECHNICZNE

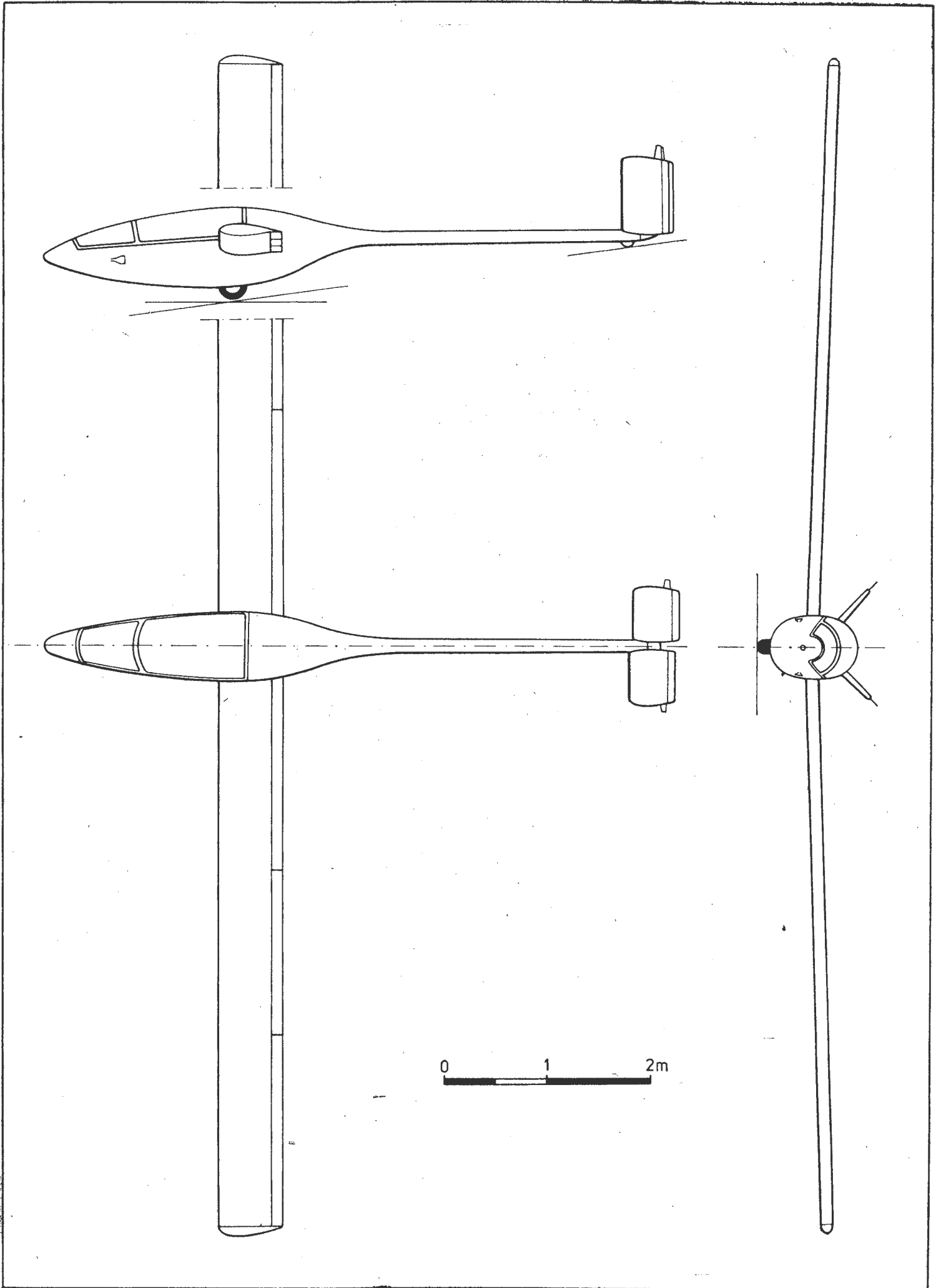
Rozpiętość	11,0 m
Długość	5,96 m
Wysokość	1,34 m
Rozpiętość usterzenia	1,13
Cięciwa skrzydła	0,66 m
Powierzchnia skrzydła	7,24 m ²
Wydłużenie	16,6
Masa własna	100 kg
Masa maksymalna	205 kg

Obciążenie powierzchni maks.	28,31 kg/m ²
Obciążenie mocy maks.	27,85 kg/kW (= 20,5 kg/KM)

Osiągi szybowcowe:

Prędkość maks. w spokojnym powietrzu	193 km/h
Prędkość przeciągnięcia	61 km/h
Opadanie (v = 90 km/h)	0,85 m/s
Opadanie (v = 130 km/h)	2,0 m/s
Doskonałość (v = 95 km)	28

T.M.



Fotografia lotnicza (I)

- 1 — fotografowanie z powietrza, fotografia lotnicza
- 2 — (lotniczy) zwiad fotograficzny
- 3 — fotografia lotnicza dzienna
- 4 — f.l. nocna
- 5 — f. (l.) pionowa
- 6 — f. (l.) topograficzna
- 7 — fotogrametria dwuobrazowa, stereofotogrametria
- 8 — fotografia (lotnicza) perspektywiczna
- 9 — f. (l.) panoramiczna
- 10 — f. (l.) pojedyncza
- 11 — f. (l.) szeregową
- 12 — nalot
- 13 — f. (l.) czarno-biała
- 14 — f. (l.) barwna
- 15 — f. (l.) w podczerwieni
- 16 — kartografowanie
- 17 — (aero)fotogrametria, f. lotnicza
- 18 — triangulacja lotnicza, aerotriangulacja
- 19 — ekspozycja, naświetlenie
- 20 — czas naświetlania
- 21 — niedoświetlenie
- 22 — prześwietlenie
- 23 — fotograf lotniczy
- 24 — płaszczyna terenu, poziom t.
- 25 — pion, kierunek pionu
- 26 — nadir, punkt nadirowy
- 27 — oś optyczna (kamery)
- 28 — kąt pola widzenia (k.), kąt rozwarcia k.
- 29 — kąt pola widzenia (k.)
- 30 — podziałka fotografii lotniczej, p. zdjęcia lotniczego
- 31 — przedział czasu (między kolejnymi zdjęciami)
- 32 — pokrycie (wzajemne kolejnych zdjęć)
- 33 — pokrycie podłużne
- 34 — samolot do zdjęć z powietrza, s. fotogrametryczny
- 35 — s. do zwiadu fotograficznego
- 36 — (pokładowe) wyposażenie fotograficzne
- 37 — kamera lotnicza
- 38 — k. topograficzna
- 39 — k. fotogrametryczna, k. pomiarowa
- 40 — k. do zdjęć kartograficznych
- 41 — k. do zdjęć perspektywicznych (nachylonych lub ukośnych)
- 42 — k. panoramiczna
- 43 — k. do zdjęć panoramicznych pionowo-perspektywicznych, k. „od horyzontu do h.”
- 44 — k. szeregową
- 45 — k. szerokokątną, k. o krótkiej ogniskowej
- 46 — k. do zdjęć w ultrafioletcie
- 47 — k. do zdjęć w podczerwieni
- 48 — k. do z. przy świetle dziennym
- 49 — k. do z. nocnych
- 50 — fotograficzna bomba oświetlająca
- 51 — podwieszenie kamery, podstawa k.
- 52 — stożek k., korpus k.
- 53 — obiektyw
- 54 — o. o dużej zdolności rozdzielczej
- 55 — soczewka
- 56 — jasność obiektywu, siła światła o.

K.D.
EO/49/K/80

Aerial photography (I)

- 1 — aerial photography, a. survey, air s.
- 2 — photo-intelligence, photo-recce, photorecon(naissance)
- 3 — day(light) a.p.
- 4 — night a.p.
- 5 — vertical a.p.
- 6 — topographic a.p.
- 7 — stereophotogrammetry
- 8 — oblique (a.) p.
- 9 — panoramic (a.) p.
- 10 — (single a.p.)
- 11 — strip a.p.
- 12 — strip
- 13 — black-and-white a.p.
- 14 — colour a.p.
- 15 — infrared a.p., thermal a.p.
- 16 — mapping
- 17 — aerial photogrammetry
- 18 — phototriangulation
- 19 — exposure
- 20 — e. time
- 21 — under-exposure
- 22 — over-e.
- 23 — aerial photographer
- 24 — terrain level
- 25 — perpendicular, plumbline
- 26 — nadir
- 27 — camera optic(al) axis, c. line-of-sight
- 28 — (c.) focal length, (c.) f. distance
- 29 — (c.) angle of sight
- 30 — aerial photograph scale
- 31 — (time interval)
- 32 — overlap
- 33 — longitudinal o.
- 34 — photoplane, aerial photo (graphic) airplan, photo-survey a., p.-mapping a.
- 35 — photo(graphic) reconnaissance airplane
- 36 — photographic (surveillance) equipment
- 37 — aerial camera
- 38 — topographic c.
- 39 — air photogrammetry c.
- 40 — mapping c., cartographic c., vertical c.
- 41 — oblique c.
- 42 — panoramic c.
- 43 — horizon-to-horizon c., trimetrogon c.
- 44 — strip c.
- 45 — short focal length c., wide angle c.
- 46 — ultraviolet c.
- 47 — infrared c.
- 48 — day(light-use) c.
- 49 — night c.
- 50 — photo(flash) bomb, flare b., flash b.
- 51 — c. mount(ing)
- 52 — c. case
- 53 — objective, lens
- 54 — high-resolution o.
- 55 — lens
- 56 — (square of lens speed)

Das Luftbildwesen (I)

- 1 — die Luftbildaufnahme, das Luftbildwesen
- 2 — die Luftbildaufklärung, die Luftbilderkundung
- 3 — die Tageslichtaufnahme
- 4 — die Nachtaufnahme
- 5 — die Senkrechtaufnahme, die Flächenaufnahme
- 6 — die Geländeaufnahme
- 7 — die Zweibildfotogrammetrie, die Stereofotogrammetrie
- 8 — die Schrägaufnahme
- 9 — die Panoramaaufnahme
- 10 — die Einzelaufnahme
- 11 — die Mehrfachaufnahme, die Reihenbildaufnahme
- 12 — das Bildstreifen
- 13 — die Schwarzweiss-Luftbildaufnahme
- 14 — die Farbenluftbildaufnahme
- 15 — die Infrarot(Luftbild)aufnahme
- 16 — das Kartieren, die Kartierung
- 17 — die (Luftbild-) Photogrammetrie, die Luftbild(aus)messung, die Luftbildvermessung, die Luftbildkartenwesen
- 18 — die Luftbildtriangulation
- 19 — die Exposition, die Belichtung
- 20 — die Expositionszeit, die Belichtungszeit
- 21 — die Unterbelichtung
- 22 — die Überbelichtung
- 23 — der Luftbildphotograph
- 24 — die Geländeebene
- 25 — die Lotrichtung
- 26 — der Nadirpunkt
- 27 — (die) optische Achse (der Kammer)
- 28 — die Brennweite (der Kammer)
- 29 — der Gesichtsfeldwinkel (der K.)
- 30 — der Luftaufnahmenmassstab, der Bildmassstab
- 31 — das Zeitintervall, der Zeitabstand
- 32 — die Überdeckung (der Folgebilder), die Bildüberdeckung
- 33 — die Längsüberdeckung, die Reihenbildüberdeckung
- 34 — das Luftbildflugzeug
- 35 — das Luftbildauflärungsflugzeug, das Photo(aufklärungs)-Flugzeug, der Photo-Aufklärer
- 36 — die (Bord)-Luftbildausrüstung
- 37 — die Luftbildkammer, die Fliegerkammer, das Luftbildgerät
- 38 — (die) topographische Kamera
- 39 — die Luftbildmesskammer, die Luftbildmesskamera
- 40 — die Luftbildmesskammer, die Luftbildmesskamera
- 41 — die Geneigt-Kamera
- 42 — die Panorama-Kamera
- 43 — das Trimetrogon-(Fotografie) gerät
- 44 — die Reihenmesskammer
- 45 — die Weitwinkel-Kamera
- 46 — die Ultraviolett-kammer
- 47 — das Infrarot-Aufnahme-gerät
- 48 — die Tageslichtkammer
- 49 — die Nachtkammer
- 50 — die Photoblitzbombe
- 51 — das Kameralagergerüst, das Luftbildaufnahme-gerät, die Kamera-Aufhängvorrichtung
- 52 — der Kammerkörper
- 53 — das Objektiv
- 54 — das O. mit hohem Auflösungsvermögen
- 55 — die Linse
- 56 — die Lichtstärke, der Lichtwirkungsgrad

Аэрофотосъемка (I)

- 1 — воздушное фотографирование, аэрофотосъемка
- 2 — фоторазведка
- 3 — дневное в.ф.
- 4 — ночное в.ф.
- 5 — плановое в.ф.
- 6 — топографическая съемка
- 7 — стереофотограмметрическое в.ф.
- 8 — перспективное в.ф., наклонное в.ф., наклонная съемка
- 9 — панорамическое в.ф.
- 10 — одинарное в.ф., одиночное в.ф.
- 11 — маршрутное в.ф., маршрутная съемка
- 12 — заход, маршрут.
- 13 — черно-белое в.ф.
- 14 — цветное в.ф.
- 15 — в.ф. в инфракрасных лучах
- 16 — картографирование
- 17 — (аэро)фототриангуляция
- 18 — экспозиция
- 20 — выдержка
- 21 — недолержка
- 22 — переержка
- 23 — аэрофотосъемщик
- 24 — плоскость местности, уровень м.
- 25 — вертикаль
- 26 — точка надира, надир
- 27 — оптическая ось аэрофотоаппарата
- 28 — фокусное расстояние (а.)
- 29 — угол (поля) зрения а., угол поля изображения
- 30 — масштаб воздушного фотографирования, м. изображения
- 31 — интервал в.ф. (между снимками)
- 32 — перекрытие аэроснимков
- 33 — продольное п.
- 34 — аэрофотосъемочный самолет, с. аэрофотосъемщик
- 35 — с. фоторазведчик
- 36 — (самолетное) аэрофотооборудование
- 37 — аэрофотоаппарат, АФА
- 38 — топографический АФА
- 39 — аэрофотограмметрический АФА
- 40 — картографический а., плановый а., а. для картографической съемки
- 41 — а. для перспективной с.
- 42 — панорамный а.
- 43 — аэрофотоустановка для планово-перспективной панорамной с.
- 44 — а. для маршрутной с.
- 45 — краткофокусный а., широкоугольная камера
- 46 — а. работающий в ультрафиолетовой части спектра
- 47 — инфракрасный а.
- 48 — дневной а.
- 49 — ночной а.
- 50 — фотобомба
- 51 — аэрофотоустановка
- 52 — камера аэрофотоаппарата, аэрофотокамера
- 53 — объектив
- 54 — о. с высокой разрешающей способностью
- 55 — линза
- 56 — светосила объектива

Elektroniczno-optyczne systemy wskazań projekcyjnych (HUD) (II)

Mgr inż. EUGENIUSZ MALIŃSKI
Instytut Lotnictwa

Objaśnienia skrótów

- ADD — Airstream direction detector (czujnik kierunku strumienia powietrza)
 CCIL — Continuously computed impact line (wyliczona w sposób ciągły linia uderzenia)
 CRT — Cathode Ray Tube (lampa oscyloskopowa)
 FLIR — Forward-looking infra-red sensor (czujnik promieni podczerwonych skierowany do przodu lub przeszkukający przednie pole)
 HUD — Head-up display (elektroniczno-optyczny system wskazań projekcyjnych, rzutowanych na półprzezroczysty ekran w polu widzenia przedniej szyby kabiny)
 IAS — Indicated airspeed (prędkość przyrządowa — V_{pp})
 IFOV — Instantaneous field of view (chwilowe pole widzenia)
 LLTV — Low light television camera (kamera telewizyjna czuła na słabe światło)
 LRU — Line-Replaceable Unit (zespół zamienny, pozwalający na wymianę w warunkach polowych)
 MOS — Metal-Oxide Semiconductor (półprzewodnik typu MOS)
 RAF — Royal Air Force (Królewskie — Brytyjskie Siły Zbrojne)
 ROM — Read-Only-Memory (pamięć stała typu ROM)
 TFOV — Total field of view (całkowite pole widzenia)
 PLP — przewidywana linia pocisków — wyliczany w sposób ciągły tor pocisków, przedstawiający syntetyczną linię hipotetycznego miejsca padania pocisków w przypadku, gdyby pilot otworzył ogień z działka (w jęz. ang. określana przeważnie skrótem CCIL lub *Snapshot trace line*)
 VCU — Video Combiner Unit (zespół mieszania obrazów).

Struktura systemu i funkcje zespołów

Ogólną ilustrację budowy i działania podstawowego zestawu instalacyjnego, wspólnego dla większości konstrukcji systemu HUD, może reprezentować rozwiązanie opracowane przez firmę Smiths Ind. dla samolotów szturmowych RAF [4]. Zastosowano tu cztery podstawowe zespoły: zespół wskazań, blok wysokiego napięcia, pulpit sterowania i generator kształtu fal do wysterowywania obrazu wskazań.

Połączenia ze źródłami danych wejściowych dostarczających sygnały do generowania odpowiednich symboli na układzie wskazań obejmują 24 wejścia analogowe prądu stałego (sygnały te wyrażają wartości lub położenie odpowiednich składników symboliki układu wskazań) i ok. 18 kanałów dyskretnych do kontroli wskazań odpowiadających poszczególnym fazom lotu.

Na rys. 4 przedstawiono fizyczną strukturę podstawowego układu HUD. Układ składa się z następujących części: zespołu wskazań, zespołu wysokiego napięcia, generatora kształtu fal i pulpitu sterowania.

Zespół wskazań (rys. 5÷7)

Funkcją tego zespołu jest przekształcenie sygnałów elektrycznych dostarczanych z wylicznika (generatora kształtu fal) na postać wskazań elektronicznych, rzutowanych następnie na pole otoczenia zewnętrznego, które pilot widzi przez przednią szybę samolotu [3], [4].

W celu zapewnienia pilotowi wskazań w płaszczyźnie ogniskowej obrazu zewnętrznego, stosowany jest układ optyczny z tradycyjnym kolimatorem, dostarczający równoległe wiązki promieni nastawione na ostrość w nieskończoności.

Indykowane symbole (skale, wskazówki, cyfry i wszelkie znaki o dowolnym i zmiennym kształcie) generowane są na ekranie lampy oscyloskopowej (CRT). W lampie zasto-

sowano luminofor P_1 (zielony). Średnica lampy wynosi 2 cale*). Wymagania odnośnie do lampy obejmują m.in. wysoką zdolność rozdzielczą, wysoką jaskrawość obrazu i stabilność generowanych symboli (nie mogą falować i zmieniać swej jasności). W zespół lampy wbudowane są cewki odchyłające, magnetyczny układ ogniskujący i niezbędna elektronika.

Kolimację obrazu lampy realizuje system czterech soczewek ze źrenicą wyjściową o średnicy 4 cale. Obraz rzutowany jest następnie na płaski ekran półprzezroczysty umieszczony pod kątem 45° nad tablicą przyrządów.

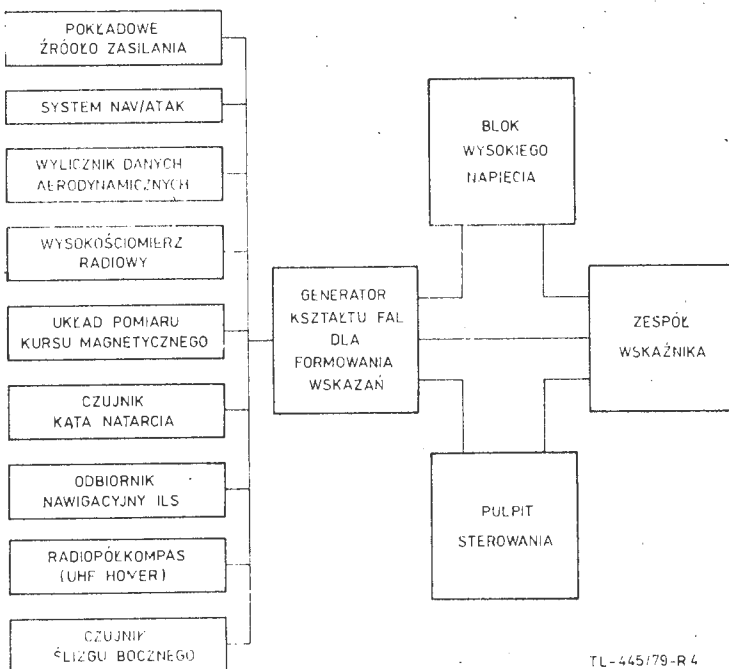
Jednym z trudniejszych problemów związanych z instalacją HUD jest zapewnienie pilotowi odpowiedniego pola widzenia na zespole wskazującym [3], [4] podczas wszystkich faz lotu. W omawianym rozwiązaniu [4] problem ten (szerzej omówiony w dalszej części) opanowano przez zastosowanie serwomechanizmu automatycznie sterującego ruchem półprzezroczystego ekranu. Pozwala to na odczyt rzutowanych wskazań w polu widzenia z minimalnym ruchem głowy pilota.

Lampa oscyloskopowa umieszczona jest w szczelnej, ochraniającej przed przebiciem wysokiego napięcia, obudowie. Zespół soczewek obudowany jest szczelną osłoną i wyposażony w układ odpowietrzania, zapobiegający zniekształceniu elementów optycznych powodowanym różnicą ciśnień.

Wymagania zamienności i dokładności kompletnego zespołu wskazań (rzędu 1 m rad lub $3,4'$) zawężają tolerancje punktów mocowania i błędów przesunięcia płytki szklanej. Konstrukcja zespołu wskazań dostosowana jest do zabudowy kamery rejestrującej. W zasięgu swego pola widzenia obejmuje ona (za pomocą lusterka peryskopowego) pole projekcji (wskazań) i jednocześnie otoczenie zewnętrzne. Umożliwia to sfilmowanie krytycznych faz lotu.

Zespół wysokiego napięcia (rys. 6)

Zespół ten dostarcza odpowiednie napięcie (15 kV) do końcowej anody lampy oscyloskopowej. Podstawowe wy-



Rys. 4. Schemat blokowy typowej instalacji systemu HUD [4]

* Wartości parametrów zachowano zgodnie z danymi źródłowymi w jednostkach ang. z uwagi na uniknięcie przybliżenia, jakie wynikałoby z przeliczenia tych wartości na jednostki metryczne przy zachowaniu liczb całkowitych.

maganie dotyczy zapewnienia wysokiej stabilności napięcia wyjściowego przy wszelkich kombinacjach obciążenia i warunków pracy. Maksymalna dopuszczalna tolerancja napięcia wynosząca ± 50 V powoduje we wskazaniach zmiany czułości odchyłen rzędu $\pm 0,17\%$.

W skład zespołu wchodzi przetwornica niskiego napięcia pracująca na częstotliwości ok. 6 kHz, zasilająca transformator (podwyższający napięcie), za którym włączony jest obwód zwielokrotniający (4X) i związane elementy wygładzające.

Generator kształtu fal (symboli) (rys. 6)

Podstawową funkcją tego zespołu jest generowanie i sterowanie symboliki na układzie wskazań. Zespół generuje zarówno wymagane kształty odchyłen fal X i Y, jak i sygnały rozjaśniania niezbędne do wytworzenia wymaganych wskazań na ekranie lampy CRT.

Generator jest miniaturowym procesorem cyfrowym pracującym w systemie *on-line*, sterowanym przez sekwencje instrukcji programowych, umieszczonych w półprzewodnikach typu MOS ze stałą pamięcią (ROM). Wszelkie sygnały reprezentujące wartości różnych parametrów wskazywanych są doprowadzone do maszyny w postaci równoległych sygnałów analogowych prądu stałego. Pierwszą dokonywaną operacją jest zwielokrotnienie sygnałów, tzn. podanie ich na jeden tor i następnie przekształcenie każdego sygnału w szeregową postać cyfrową. Przekształcenie sygnałów wejściowych i wszystkie potrzebne czynności związane z wytworzeniem sygnału cyfrowego przeprowadzane są z rozdzielczością 12 bitów. Wszelka transmisja danych w obrębie procesora cyfrowego zachodzi na sygnałach szeregowych 12-bitowych torem jedнопроводовым, natomiast wszystkie instrukcje programowe są przesyłane na równoległym, 18-przewodowym torze. Wynikowy sygnał cyfrowy z procesora wykorzystywany jest doysterowania integratorów cyfrowych dla osi X i Y tak, aby wytworzyć wymagany kształt symbolu. Sygnały wyjściowe z tych integratorów są podawane do 12-bitowych przetworników cyfrowo-analogowych (o wysokiej dokładności), a następnie do wzmacniaczy odchyłen, które zapewniająysterowanie cewek odchyłen w zespole lampy oscyloskopowej.

Jednym z podstawowych celów opisanego rozwiązania było zapewnienie elastycznych możliwości maszyny cyfrowej, pozwalających na łatwe wprowadzanie zmian symboli na etapie dopracowywania systemu i w niektórych fazach realizacji produkcyjnej, związanych z programem udoskonalenia. W pierwotnych systemach hybrydowych niektóre trudniejsze ulepszenia wymagały przekonstruowania większości zespołów struktury fizycznej systemu. Obecnie większość zmian w generatorze cyfrowym (włączając poważniejsze korekty sposobów wskazań) może być wprowadzona w prosty sposób przez wymianę treści w układach typu ROM zawierających instrukcje programowe. Są one umieszczone w 8 półprzewodnikach typu MOS (1024x16 bitów), które stanowią jeden moduł maszyny.

Maszyna umieszczona jest w obudowie o wielkości $\frac{1}{2}$ ATR. Przestrzeń w przedniej części obudowy wypełniają układy zasilające. Moduły elektroniczne składają się głównie z obwodów całkujących montowanych na płytkach z wielowarstwowymi obwodami drukowanymi. Płytki te pokryte są powłoką termiczną zapewniającą efektywne odprowadzanie ciepła do krawędzi modułu. Krawędzie za-

pewniają dobry kontakt termiczny z przewodnikami montażowymi umieszczonymi w obudowie zespołu.

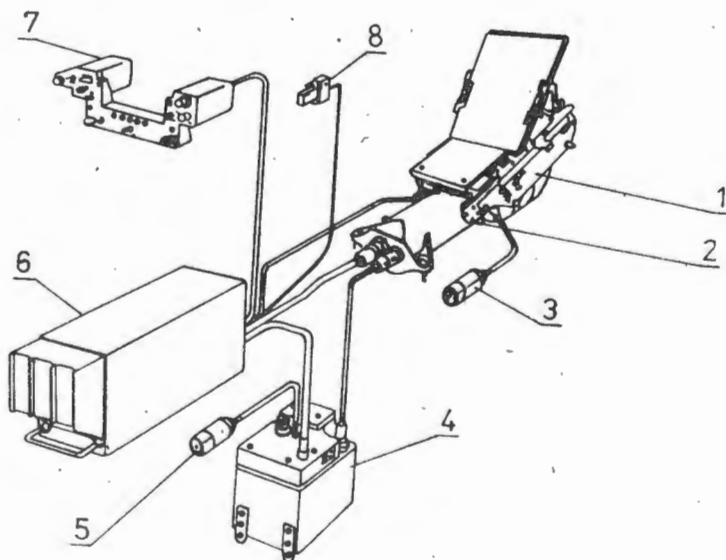
Pulpit sterowania

Mimo że większość wariantów wskazań prezentowana jest pilotowi automatycznie (w wyniku zewnętrznie dokonywanego wyboru sposobu pracy systemu HUD), to jednak pewne specyficzne funkcje kontrolne systemu muszą być dostępne dla pilota. Obejmują one ustawianie jasności wskazań, nastawianie rozpiętości celu (skrzydeł), włączanie i wyłączanie sposobu pracy na głównym selektorze, wybieranie parametru (np. prędkość przyrzadowa lub liczba Macha, wysokość barometryczna lub radiowa itp.), nastawianie ciśnienia barometrycznego, włączanie przycisków samokontroli itp. Wygodne w eksploatacji jest również włączenie do systemu niektórych układów sprawdzania i zerowania, stosowanych wyłącznie do prób naziemnych i do regulacji systemu.

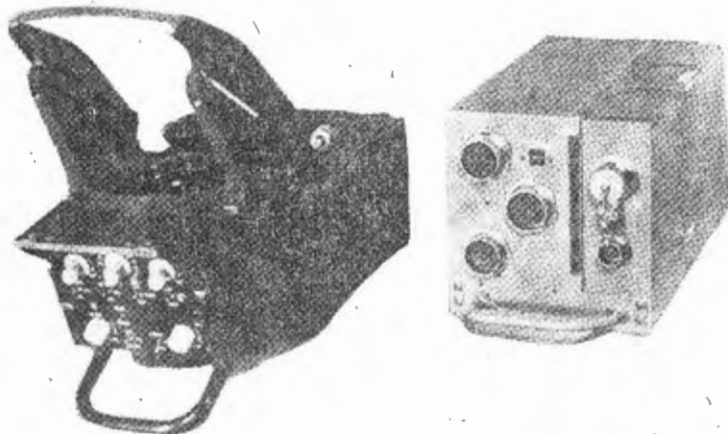
Aby zapewnić pilotowi szybki i dogodny dostęp, elementy nastawcze są zgrupowane we wspólnym zespole umieszczonym bezpośrednio pod zespołem wskazań (rys. 8). Pulpit może być również mocowany w kabinie odrębnie i dostosowany do specyficznych wymagań instalacyjnych.

Symbolika

Symbolika jest trudna do określenia na etapie, gdy samolot jeszcze nie lata, ponieważ konieczne jest wprowadzanie zmian uwzględniających wyniki badań ergonomicznych, specyficzne charakterystyki lotno-techniczne i funkcje operacyjne samolotu [2]. Wprowadzanie tych zmian powinno się odbywać w zasadzie podczas wykonywania lotu.



Rys. 6. Połączenia poszczególnych zespołów systemu HUD [4]: 1 — zespół układu wskazań, 2 — układ wysuszania, 3 — wysuszenie i odpowietrzanie soczewek, 4 — zespół wysokiego napięcia, 5 — wysuszenie i wymiana powietrza, 6 — generator kształtu fal (symboli), 7 — pulpit sterowania, 8 — światłomierz

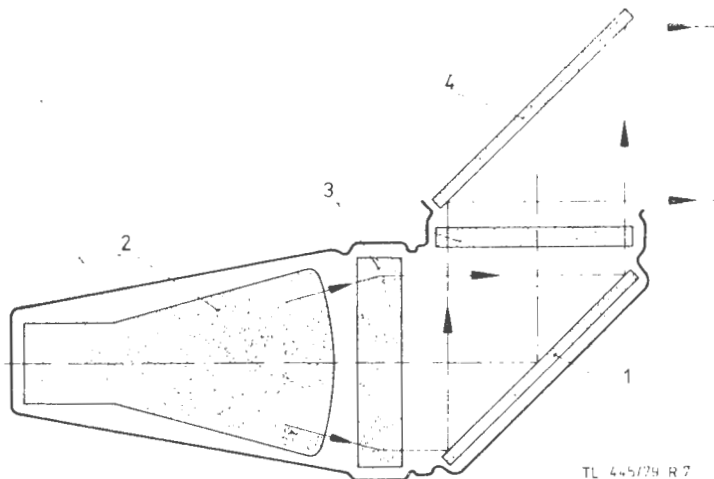


Rys. 5. Zespół wskaźnika HUD (po lewej) stosowany na samolocie F-18 oraz wylicznik wchodzący w skład większości najnowszych rozwiązań systemu HUD (po prawej) [3]

Różnorodność stosowanych środków i metod prezentacji danych do określenia położenia celu, toru lotu i innych informacji wskazuje na małe prawdopodobieństwo pełnej standaryzacji symboliki HUD. Między sposobami wskazań stosowanymi dla podobnych funkcji występuje jednak ogólne podobieństwo. Eksperymentalne rozwiązania wykazują, że prace w tym zakresie prowadzone są w różnych kierunkach [3]. Ocenia się, że na obecnym etapie doświadczeń swoboda eksperymentu jest jeszcze nadal cenna dla dalszych prac nad optymalizacją sposobu prezentacji.

Filozofia symboliki wynika głównie z wymagań stawianych samolotowi [2]. Jeśli np. samolot ma być przystosowany do bombardowania z małej wysokości, na terenie Europy, we wszystkich warunkach pogodowych i w każdej porze roku, indykowana symbolika musi sprostać trudnym warunkom pogody zimowej, ograniczonym godzinom światła dziennego i małej widzialności. W tych warunkach pilot potrzebuje wielu informacji o parametrach lotu i do kierowania samolotem, niezbędnych zarówno dla zapewnienia bezpieczeństwa lotu, jak i dla zlokalizowania i zidentyfikowania celu. Wskazania obejmujące tego typu infor-

macje (nazywane sposobem NAWIGACJA, WSKAZANIA OGÓLNE lub LOT I NAWIGACJA) mogą przedstawiać podstawową prezentację danych do lotów wg przyrządów (rys. 9). Dla potrzeb operacyjnych byłby w tym przypadku automatycznie wybrany odpowiedni inny sposób wska-



TL 44579 R 7

Rys. 7. Schemat projekcji obrazu generowanego na lampie elektropromieniowej na obraz rzeczywisty otoczenia zewnętrznego [3]: 1 — zwierciadło, 2 — lampa elektropromieniowa (CRT), 3 — soczewki kolimacyjne, 4 — ekran półprzezroczysty

Jeśli samolot ma wykonywać walki powietrzne przy pogodzie bezchmurnej i w warunkach dobrej widoczności, pilot potrzebuje znacznie mniej informacji o parametrach lotu i informacji do kierowania samolotem, a wskazania byłyby skoncentrowane na informacji potrzebnej do walki. Indykacja w tym przypadku powinna obejmować np. przewidywaną linię trafienia (pokazującą wyliczony w sposób ciągły ślad smugi pocisków — PLP), liczbę pozostałych do dyspozycji zajęć na cel, stan nagrzewania, wskazania energii całkowitej itp.

Pole widzenia

Jednym z większych problemów związanych z instalacją HUD w samolocie jest zapewnić pilotowi odpowiedniego pola widzenia przez półprzezroczysty ekran układu wskazań podczas wszystkich faz lotu [4]. Dotyczy to szczególnie kąta podniesienia. Na ogół wykrycie i uchwycenie celu przy kącie większym niż 15° jest niemożliwe [3]. Chwilowe pole widzenia (IFOV) ograniczone jest kątowym wymiarem źrenicy wejściowej układu optycznego, określonym średnicą soczewki wyjściowej obiektywu i zależy od odległości oczu pilota od ekranu [8]. Odległość ta przeważnie wynika z konieczności mocowania zespołu wskazań za linią katapultowania, a ponadto zespół ten musi być na tyle oddalony, aby nie zasłaniał przyrządów na tablicy [2], [4]. Wymiar obiektywu jest dla konkretnego rozwiązania wielkością stałą. We współczesnych konstrukcjach HUD średnica soczewki obiektywu wynosi na ogół 4 cale. Powiększenie wymiaru soczewki w celu uzyskania większego pola widzenia zmusza jednocześnie konstruktora do oddalenia zespołu wskazań od oczu pilota, aby nie zasłaniał wskazań na tablicy przyrządów i jednocześnie zachować wymagany prześwit do katapultowania [2]. Ponadto powiększenie wymiaru soczewek do 5 lub 6 cali ma już duży wpływ na wielkość, ciężar i koszty kompletnego zespołu wskazań [4].

Pole widzenia powinno być na tyle duże, aby powierzchnia rzutowanych wskazań na ekranie półprzezroczystym pozwoliła na indykację parametrów w zakresie granicznego zakresu pomiarowego czujników lub na indykację maksymalnych przewidywanych kątów znoszenia [2]. Jeśli np. zakres śledzenia przeszukiwacza laserowego wynosi 25° na kącie kursu, to pole widzenia HUD powinno być tak dobrane, aby stabilizowany znacznik celu indykowany na układzie wskazań mógł pokrywać rzeczywisty cel oświetlony laserem.

W nowszych konstrukcjach HUD pole widzenia na kącie podniesienia powiększono stosując ruchomy ekran półprzezroczysty [4] przesuwany automatycznie tak, aby linia celowania przechodziła przez środek obiektywu. W niektórych rozwiązaniach na kącie azymutu pole widzenia zostało powiększone za pomocą zespołów binokularnych [8].

Innym rozwiązaniem problemu, podjętym w pracach

rozwojowych firmy Smith Ind., jest koncepcja oparta na optyce odbiciowej [4]. Stosowana dotąd we wszystkich rozwiązaniach produkcyjnych (1974 r.) konwencjonalna optyka refrakcyjna jest podporządkowana sztywnej geometrii, zależnej od średnicy obramowania ekranu półprzezroczystego i odległości widzenia. W rozwiązaniach opartych na optyce odbiciowej płaski ekran zespołu wskazującego zastępuje element wklęsły (o dużej krzywiznie), który kształtuje po stronie pilota „rzeczywistą” źrenicę, powiększając w ten sposób pole widzenia.

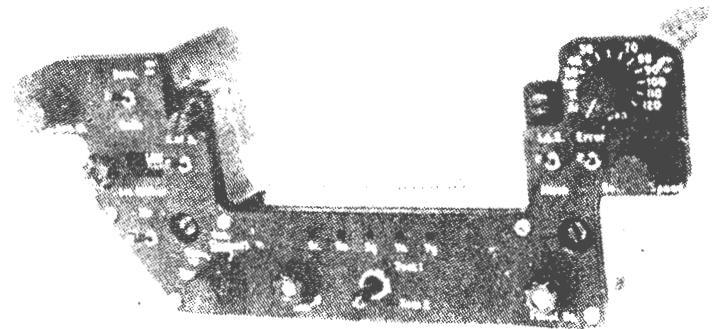
Pełne rozwiązanie problemu ma jednak większe szanse w układach wskaźników helmowych, po raz pierwszy opracowanych w połowie lat sześćdziesiątych przez firmę Honeywell dla samolotu amerykańskiego lotnictwa morskiego typu F-4 Js [3]. Koncepcja ta stosowana jest również m.in. przez firmę Marconi Elliot Avionics. Obecnie jest ona wnikliwiej badana przez firmy brytyjskie.

Dokładność

W ogólnym łańcuchu błędów HUD jest ostatnim ogniwem obszernego systemu awionicznego, zasilanym automatycznie wieloma danymi wejściowymi, dostarczonymi z różnego typu systemów pomiarowych wchodzących w skład wyposażenia samolotu.

Jednym z istotniejszych składników globalnego błędu systemu HUD jest usytuowanie symboliki [2]. Błędy usytuowania dodają się do wszystkich pozostałych błędów kompleksowego systemu awionicznego i mogą mieć zasadniczy wpływ na dokładność celowania i kierowania bronią. Na dokładność usytuowania symboli składają się: fizyczne ustawienie zespołu wskazań w kabine, elektroniczne wyliczanie i usytuowanie generowanych danych na lampie (CRT) oraz zniekształcenie optyczne w układzie soczewek.

Błędy usytuowania zespołu wskazań (tolerancja punktów mocowania, błędy przesunięcia ekranu półprzezroczystego



Rys. 8. Pulpit sterowania systemu HUD zainstalowany na samolocie SEPECAT Jaguar [6]

itp.) mogą być zminimalizowane różnymi metodami zerowania, natomiast wpływ na pozostałe składniki błędów możliwy jest na etapie projektowania systemu. Dokładność usytuowania symboli na ekranie lampy oscyloskopowej zależy bowiem od rozwiązania układu elektronicznego, a zniekształcenie optyczne jest cechą geometrii soczewek. Zadaniem dla konstrukcji całości jest zredukowanie sumy tych błędów do wartości odpowiadającej 1 ± 2 m rad, odczytywanej w środku pola wskazań i nie więcej niż 4 ± 5 m rad na peryferiach układu wskazań.

Informacje wejściowe

Dostawcy systemów HUD oferują możliwość ich połączeń z wieloma systemami i czujnikami współpracującymi w zależności od dostępnych na samolocie informacji wejściowych, jak i od zadań określonych dla samolotu. Przykładem możliwych połączeń HUD ze źródłami danych wejściowych mogą być zestawy strukturalne oferowane przez firmę Smith Ind. [6] dostosowane do trzech możliwych zastosowań na samolocie:

- Samolot ma zapewnić wykonywanie pełnych zadań związanych z kierowaniem bronią, jest wyposażony w centralny wylicznik i system cyfrowej transmisji danych.

W tym przypadku na wejścia do wylicznika centralnego i połączonego z nim wylicznika systemu HUD doprowadzone są dane wejściowe nastawiane ręcznie (nastawnikami na pulpicie sterowania) oraz wprowadzane automatycznie z następujących systemów instalacji pokładowej:

- system nawigacji inercyjnej,
- wylicznik danych aerodynamicznych i powietrznych,

- wysokościomierz radiowy,
- system śledzenia celu (np. laserowy),
- środki radiowe.

W oparciu o powyższe źródła informacji, HUD dostarcza na układzie wskaźni pełną informację o parametrach lotu, symbolikę dla celowania oraz wyliczone dane do kierowania bronią z uwzględnieniem wszystkich sposobów wykonywania ataku. Funkcją wylicznika systemu HUD w tym połączeniu może być odciążenie pracy wylicznika centralnego bądź praca rezerwowa.

● Samolot nie ma centralnego wylicznika, wyposażony jest w system analogowej transmisji danych i nie wymaga od systemu HUD spełniania funkcji podstawowego przyrządu dla wskazań parametrów lotu.

W tym przypadku wystarczy uproszczony HUD wykonujący pełne wyliczenia danych do kierowania bronią i dostarczający pełną symbolikę dla tych zadań, lecz ograniczone wskazania parametrów lotu.

Poza danymi wprowadzanymi ręcznie, wylicznik systemu HUD otrzymuje na wejściu informacje z następujących źródeł:

- platforma dwugiroskopowa,
- radiowysokościomierz,
- doppler,
- przetwornik wysokości barometrycznej,
- czujnik kąta natarcia,
- przetwornik prędkości powietrznej,
- środki radiowe,
- zestaw giroskopów prędkościowych.

● Alternatywa druga, przy czym zadania operacyjne samolotu wymagają od systemu HUD pełnych wskazań, które mają być podstawowym układem prezentacji parametrów lotu.

Struktura wylicznika dla układu HUD obejmuje w tym przypadku dwa współpracujące układy: generator symboli (człon dodatkowy w stosunku do wariantu drugiego) i blok sprzężeń sygnałów zintegrowany z wylicznikiem do kierowania bronią.

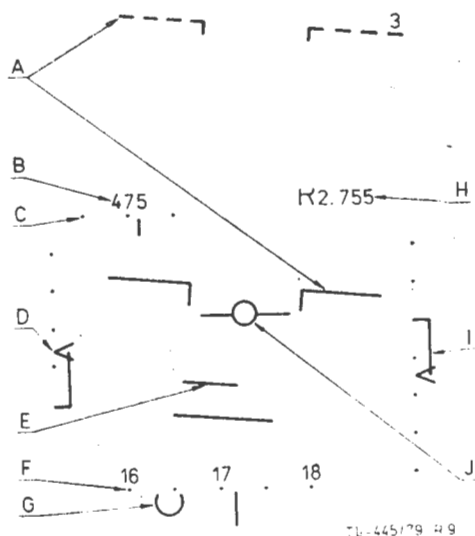
Na wejście do bloku sprzężeń i wylicznika doprowadzone są (poza wprowadzonymi ręcznie) dane ze źródeł:

- platforma dwugiroskopowa,
- wylicznik danych aerodynamicznych i powietrznych,
- wylicznik nawigacyjny,
- laserowy miernik odległości,
- środki radiowe,
- zestaw giroskopów prędkościowych.

Struktury druga i trzecia są szczególnie odpowiednie dla samolotów szturmowych, które są już w eksploatacji i na których wprowadzana jest nowa technika kierowania bronią.

Indykacja parametrów lotu

Sposób pracy HUD, w którym indykowane są parametry



Rys. 9. Symbolika wskaźni parametrów lotu [4]. Zestaw prezentowanych parametrów może zastąpić osiem różnych przyrządów konwencjonalnych: sztuczny horyzont, wskaźnik nawigacyjny sytuacji poziomej (HSI), prędkościomierz, wskaźnik liczby Macha, wysokościomierz barometryczny, wskaźnik radiowysokościomierza, wiatromierz i wskaźnik kąta natarcia; A — linie sztucznego horyzontu, B — prędkość przyrządowa (IAS) lub liczba Macha, C — błąd prędkości, D — kąt natarcia, E — wskazania dyspozycyjne, F — kierunek, G — naprowadzanie na stację UHF, H — wysokość radiowa lub barometryczna, I — prędkość pionowa, J — symbol samolotu

lotu jest w zasadzie funkcją wtórną (uzupełniającą podstawową informację potrzebną do kierowania bronią, nawigacji taktycznej i wykonywania podstawowych misji operacyjnych samolotu), lecz wnosząca wiele korzyści [8]. Integracja podstawowych informacji przyrządowych na wskaźniku HUD (rys. 9) zwalnia pilota ze śledzenia wskaźni odrębnych przyrządów na tablicy, a w przypadku przejścia przez HUD funkcji podstawowych wskaźni parametrów lotu pozwala na większą dowolność rozmieszczenia przyrządów konwencjonalnych i na usunięcie podstawowych wskaźników z centralnego pola tablicy [6].

Ważnym problemem przy wyborze sposobu prezentacji danych jak i rodzaju i liczby indykowanych informacji lub dyspozycji jest zachowanie kompromisu między liczbą a czytelnością prezentowanych na wskaźniku symboli [7]. Kompromis ten wyznaczony jest przeważnie wynikami badań ergonomicznych na symulatorze i podczas prób w locie.

Przejrzystym przykładem zespolonych wskazań parametrów lotu na wskaźniku HUD jest rozwiązanie opracowane przez firmę Smiths Ind. dla samolotów HS Harrier V/STOL i Jaguar w wersji angielsko-francuskiej [7] (rys. 10-15), na których konwencjonalne przyrządy na tablicy spełniają tylko rolę wtórną. Pozwoliło to na wykorzystanie centralnego miejsca tablicy na prezentację danych nawigacyjnych. Jakkolwiek na pierwszy rzut oka skomplikowana symbolika zespolonych wskazań może w tym rozwiązaniu wydawać się nieprzejrzysta, doświadczenia w warunkach lotu wykazały, że jednoczesna indykacja siedmiu lub ośmiu parametrów jest dla pilota łatwo przyswajalna bez specjalnego treningu [7].

Symbol samolotu — rys. 10 (a)

Symbol ten scentrowany jest z wektorem prędkości samolotu (z wyjątkiem niektórych sposobów wskazań, np. do celowania lub dla faz lotu V/STOL).

Układ odniesienia horyzontu — rys. 10 (b), rys. 11 (a)

Symbol tego układu składa się z poziomych linii rozdzielonych co 30° i 60° , które wspólnie ze znakami zenitu i nadiru umieszczonymi co 90° — rys. 11 (a) — wskazują położenie samolotu względem osi pochyleń w zakresie 360° . Linia wskazująca horyzont jest ciągła i (podobnie jak pozostałe linie przerywane) ma przerwę w polu centralnym. Dla identyfikacji kątów 30° i 60° kreski w tych położeniach oznaczone są w uproszczeniu cyframi 3 i 6. Linie odniesienia umieszczone nad horyzontem różnią się od linii poniżej horyzontu długością przerywanych odcinków. Przy przechyleniach pełny zestaw linii pozostaje równoległy do linii horyzontu. Jako optymalne przełożenie w kanale pochyleń uznano 5:1, możliwe jest również stosowanie innych przełożeń.

Prędkość przyrządowa — rys. 12 (a)

Parametr ten wskazywany jest w odstępach co 1 węzeł w zakresie pomiarowym narzucanym przez wylicznik danych aerodynamicznych (powietrznych). Jeśli prędkość spadnie poniżej granicy pomiaru wylicznika, wskazywane cyfry zatrzymują się na wartości odpowiadającej tej granicy. Po włączeniu na selektorze odpowiedniego przycisku, poniżej cyfr wyrażających prędkość, wskazywana jest odchyłka prędkości bieżącej od zadanej — rys. 12 (b) — za pomocą trzech nieruchomych kropek i ruchomej wskazówki (kropka środkowa oznacza prędkość zadaną, a pozostałe wyrażają odchyłkę 20 węzłów lub dowolnie inną wartość). Wymagana prędkość pilot nastawia za pomocą gałki potencjometru, którą wciska i następnie obraca do momentu wybrania wymaganej wartości na układzie wskazań. Po zwolnieniu gałki, cyfry wskazują ponownie prędkość bieżącą. Aby zapobiec rozmazywaniu się cyfr podczas występowania większych przyspieszeń, prędkość bieżąca uaktualniana jest co 0,5 s.

Liczba Macha — rys. 13 (a)

Przy wybraniu liczby Macha (przełącznikiem pozwalającym na selektywny wybór IAS lub Ma), parametr ten wskazywany jest za pomocą trzycyfrowej liczby, przy czym zakres wskazań ograniczony jest zakresem pomiarowym wylicznika danych aerodynamicznych (powietrznych). Podobnie jak dla prędkości przyrządowej, pilot w miarę potrzeby może za pomocą przycisku uzupełnić wska-

zania liczby Macha wskazaniem odchyłki Ma (trzy nieruchome kropki i ruchoma wskazówka), przy czym odległości między kropkami wyrażają w tym przypadku odchyłkę $\pm 0,05$ Ma. Przy przejściu wskazówki poza zakres kropek, wartość odchyłki ocenia się przez ekstrapolację. Po nowym wciśnięciu przycisku powoduje, że skala odchyłek Ma znika z układu wskazań. Podobnie jak dla prędkości przyrządowej, możliwe jest również nastawienie „zadanej” liczby Macha.

Prędkość pionowa — rys. 12 (c)

Symbolika prędkości pionowej składa się z pionowej linii ciągłej (o zmiennej długości) i siedmiu nieruchomych kropek. Odstęp między kropkami mogą wyrażać różnice wartości, np. 500 stóp/min. Krótka kreska pozioma wskazuje wartość zerową, w stosunku do której linia pionowa wydłuża się w kierunku wznoszenia do 1000 stóp/min i w kierunku zniżania do 2000 stóp/min.

Wysokość barometryczna — rys. 12 (d)

Wysokość barometryczna jest wysterowywana z wylicznika danych powietrznych i prezentowana za pomocą wskazań cyfrowych co 50 stóp w zakresie od -1000 do +60 000 stóp. Przy wysokościach ujemnych przed cyframi pojawia się znak minus. Przecinek oddziela tysiące od setek stóp. Cyfry są uaktualniane co 0,5 s (przy dużych prędkościach wznoszenia i zniżania odstęp między cyframi zapobiegają rozmazywaniu się cyfr). Wskazania wysokości barometrycznej mogą być wykorzystane do nastawy wysokości zadanej (po wciśnięciu gałki do nastawy zadanej wysokości pilot obracając gałkę może zmieniać wysokość wskazywaną; po zwolnieniu przycisku cyfry wracają do wartości odpowiadającej aktualnej wysokości samolotu). Nastawiona wysokość „zadana” jest następnie wykorzystywana do sterowania dyspozycyjnego. Po włączeniu Dyspozytora Lotu (DL) symbolika jest uzupełniona wskazaniami dyspozycyjnymi do naprowadzania samolotu na nastawioną wysokość i utrzymywania stałej wysokości lotu.

DL wydaje jednocześnie dyspozycje sterujące do utrzymywania kierunku.

Wysokość radiowa — rys. 13 (b)

Po wybraniu wysokości radiowej (przełącznikiem wysokości umieszczonym na pulpicie sterowania), parametr ten wskazuje w sposób ciągły cztery cyfry. Wskazania prezentowane są co 5 stóp w zakresie pomiarowym radiowysokościomierza. Przed cyframi wysokości umieszczono literę R w celu odróżnienia wysokości radiowej od barometrycznej.

Kąt natarcia — rys. 13 (c)

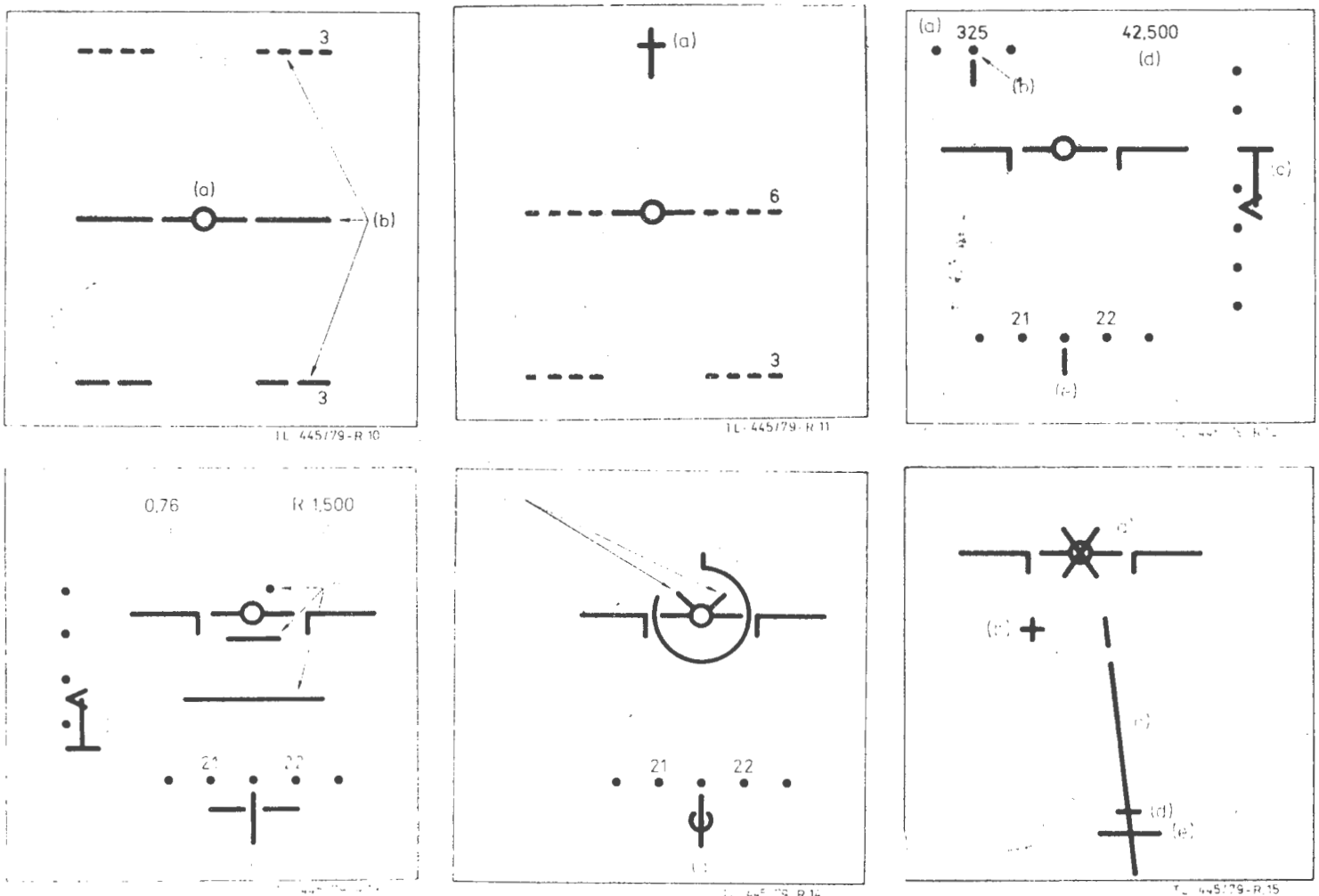
Signal KN jest dostarczany z czujnika kierunku strumienia powietrza (ADD). Symbol KN składa się z pionowej linii (o zmniejszającej się długości) i czterech nieruchomych kropek wyznaczających zakres wskazań od 0 do 20° (odstęp między kropkami odpowiadają przyrostom kątowym 5°). Linia pionowa wskazuje bieżący kąt natarcia samolotu. Symbolika może również obejmować krytyczne kąty natarcia.

Wskaźnik kierunku — rys. 12 (e)

Symbolika składa się z nieruchomego indeksu i pięciu przesuwających się kropek (rozmszczonych co 5°), oznaczonych pierwszymi dwiema cyframi kursu magnetycznego lub rzeczywistego. Wskazywane są zawsze dwie liczby. W odpowiedniej sytuacji wskazania mogą być uzupełnione (automatycznie lub wybierane ręcznie) następującymi symbolami:

Ślizg boczny — rys. 13 (e)

Symbol może mieć kształt koła (na zasadzie analogii do pęcherzyka w tradycyjnym wskaźniku ślizgu) lub postać linii poziomej. W locie bez występowania ślizgu symbol jest scentrowany z indeksem kierunku. Jeśli wystąpi ślizg boczny, symbol przesuwa się w lewo lub w prawo w sto-



Rys. 10÷15. Warianty prezentacji parametrów lotu na układzie wskazań systemu HUD opracowanego przez firmę Smiths Ind. dla samolotów HS Harrier V/STOL i Jaguar w wersji angielsko-francuskiej [7]. Objasnienia symboli podano w tekście

sunku do indeksu. Do wskazań maksymalnej dopuszczalnej wartości ślizgu może być wykorzystana długość linii.

Naprowadzanie na stację UHF — rys. 14 (a)

Po wybraniu UHF (na pulpicie) symbol ślizgu bocznego (jeśli jest wskazywany) zostaje zastąpiony przez symbol w kształcie litery U, który w odniesieniu do znacznika pionowego wskazuje dyspozycje sterujące do naprowadzania samolotu na stację UHF.

Odległość lub czasu lotu do określonego punktu — rys. 14 (b)

Symbol koła (wysterowany systemem nawigacyjnym sprzężonym z systemem kontroli ataku) wskazuje odległość lub czas lotu do określonego (nieruchomego) punktu lub celu. Krótka kreska pionowa (w położeniu odpowiadającym godz. 12 na zegarze) oznacza zerową odległość lub odniesienie do indykacji czasu. Zmniejszaniu się odległości lub skracaniu czasu odpowiada skracanie się linii obwodowej (w kierunku przeciwnym do ruchu wskazówek zegara) od położenia godz. 12 w kierunku indeksu (krótkiej kreski pionowej). Pełny obwód wyraża 12 mil morskich lub 60 s.

Znaczniki zdarzeń — rys. 14 (c)

Znaczniki te pokazano w postaci kresek odstających od symbolu samolotu. Mogą one być wykorzystane do indy-

kacji różnych zdarzeń i stanów, jak np. włączanie kamery, brak sygnałów z radiolatarni ILS kursu lądowania i ślizgu itp.

Odstąpienie od wykonywania manewru — rys. 15 (a)

Symbol ten jest dyspozycją zobowiązującą do przerwania ataku lub manewru podejścia do lądowania. Wyrażony on jest krzyżem diagonalnym, automatycznie zastępującym miejsce symbolu samolotu.

LITERATURA

1. J. R. CALDOW: HUD and the retrofit market. *Smiths Ind. Aviation Review*, No. 36, Aug., 1977, str. 12÷15.
2. Head-up displays for military aircraft. *Smiths Ind. Aviation Review*, No. 32, Aug., 1974, str. 14÷16.
3. Looking ahead more than ever. *Flight Int.*, 25, Dec., 1976, str. 1839÷1841.
4. J. H. SMITH, R. A. CHORLEY: Head-up and other displays. *Aircraft Eng.*, Feb., 1975, str. 18÷22.
5. L. D. MOORE-SEARSON, G. M. BARLING: Snap — Shoot. *Flight Int.*, 6, June, 1974, str. 745÷746.
6. Weapon Aiming and Head-up Display Systems. *Smiths Ind. Publication*, No. 290U.
7. Aircraft Electronics Display Systems. *Smiths Ind. Ltd. Publication*, No. SAV 233U.
8. W. T. BORODIN, G. J. RILSKIJ: Pilotażnyje komplekсы i sistemy upravlenija samoletow i wieroletow. *Maszynostrojenije*, 1978.
9. JOHN H. SMITH: The evolution of Head-up displays. *Interavia*, No. 8, 1972, str. 858÷860.
10. Raster HUD. *Smiths Ind. Aviation Review*, Jan., 1976, str. 12÷13.

Śmigłowcowe prace dźwigowe INSTAL-u

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Pierwsze śmigłowcowe roboty budowlano-montażowe wykonało w Polsce lotnictwo wojskowe. Zalety ekonomiczne tych prac spowodowały wzrost zainteresowania nimi. W dniu 1.09.1973 r. przy Wytwórni Urządzeń Instalacji Przemysłowych INSTAL w Nasielsku został utworzony dział robót montażowo-śmigłowcowych. Choć zatrudniał on tylko dwie osoby, to jednak za pomocą śmigłowców Mi-8 otrzymanych od Wojsk Lotniczych wykonał prace wartości 143 tys. zł. W grudniu 1973 r. zostało podpisane porozumienie między Wojskami Lotniczymi a Zjednoczeniem Przedsiębiorstw Instalacji Przemysłowej INSTAL w sprawie pomocy przy organizowaniu cywilnej dźwigowej działalności śmigłowcowej.

W 1974 r. uzyskano teren pod lotnisko śmigłowcowe w Chrywnie k. Nasielska, zakupiono śmigłowce Mi-2 oraz Mi-6A oraz przeszkolono 13-osobową załogę śmigłowców w ZSRR. Pierwsi piloci do przedsiębiorstwa przeszli z wojska. W roku tym prace wykonywano głównie za pomocą, otrzymanych na mocy porozumienia, śmigłowców wojskowych, gdyż Mi-6A otrzymano dopiero na zakończenie roku. Przy zatrudnieniu 16 osób (w tym 13 stanowili piloci, mechanicy pokładowi i operatorzy dźwigu) wykonano prace o wartości 2,6 mln zł. Samodzielna działalność śmigłowcowa INSTAL-u datuje się od stycznia 1975 r.

INSTAL wykonuje prace dźwigowe dla kilku głównych odbiorców:

— Najwięcej prac (do 90%) wykonywanych jest dla przedsiębiorstwa ELBUD. Jest to stawianie słupów dla linii najwyższych napięć (110÷400 kV). Rekordowym osiągnięciem było postawienie 39 słupów w 9 godzin, czyli słupy były stawiane co 14 minut. W latach 1975÷1977 postawiono w kraju 360 km linii najwyższych napięć. W 1978 r. założono linię energetyczną w Bułgarii. Ze względu na duże potrzeby prac dla energetyki ELBUD zakupił jeden śmigłowiec Mi-6A, który obsługuje INSTAL. Stosowanie śmigłowców do tych prac pozwala wyeliminować budowę dróg dojazdowych, wykonywanie wycinki lasów i zmniej-

sza liczbę niezbędnego ciężkiego sprzętu transportowego. W wyniku budowa linii jest szybsza i tańsza.

— Drugim stałym odbiorcą prac śmigłowcowych jest hutnictwo, szczególnie odlewnie żelaza. Śmigłowce szczególnie ułatwiają prace remontowe, wykonując wymianę części żeliwiaków, rekuperatorów, iskrowników oraz elementów urządzeń wentylacyjnych — eliminując konieczność demontażu części hal, czego wymagałoby zastosowanie ciężkich dźwigów. Z prac INSTAL-u korzystały m.in. odlewnie zakładów w Ursusie, Grudziądzu, Stąporkowie i Radomiu. Często praca wykonana przez śmigłowca w dwa dni zastępuje dwa miesiące pracy wykonywanej środkami naziemnymi.

— W górnictwie, w szczególności w kopalniach odkrywkowych wykonują prace transportowe przenosząc sprzęt. Np. w kopalni siarki w Tarnobrzegu śmigłowce przeniosły w ciągu dwóch tygodni taśmociąg, którego transport w rozkopanym terenie trwałby ok. dwóch lat.

— W budownictwie śmigłowce INSTAL-u wykonywały montaż wież i kominów, m.in. w 1978 r. montaż wieży telewizyjnej na Węgrzech oraz montaż konstrukcji dachów.

— Odrębną dziedziną, w której INSTAL ma piękny dorobek jest montaż pomników. Na pamiątkę transportu pomnika Jagielly z Gliwic do Krakowa i montażu w czynie społecznym na cokole, pierwszy śmigłowiec Mi-6A INSTAL-u (SP-ITA) otrzymał imię „Jagiello”.

— Do prac wykonywanych w br. przez INSTAL należy m.in. montaż rurociągów chemicznych w zakładach Police. Wartość prac śmigłowcowych wykonywanych przez INSTAL wciąż rośnie.

W 1975 r. — przy zatrudnieniu 18 osób — wyniosła 30,1 mln zł,

w 1976 r. —	28 osób	—	39,2 mln zł,
w 1977 r. —	37 osób	—	42,2 mln zł,
w 1978 r. —	78 osób	—	68,1 mln zł,
w 1979 r. —	98 osób	—	133, 5 mln zł,
plan na 1980 r.			wynosi 140 mln zł.



Rys. 1. Śmigłowiec Mi-6A SP-ITA „Jagiello” podczas prac dźwigowych
fot. A. Glass

We wszystkich latach plan prac był przekroczony o kilka do kilkudziesięciu procent. Np. w 1979 r. był on wykonany do 30.09.1979 r., a następnie załoga dla uczczenia Zjazdu Partii dodatkowo wykonała usługi wartości 32% planu.

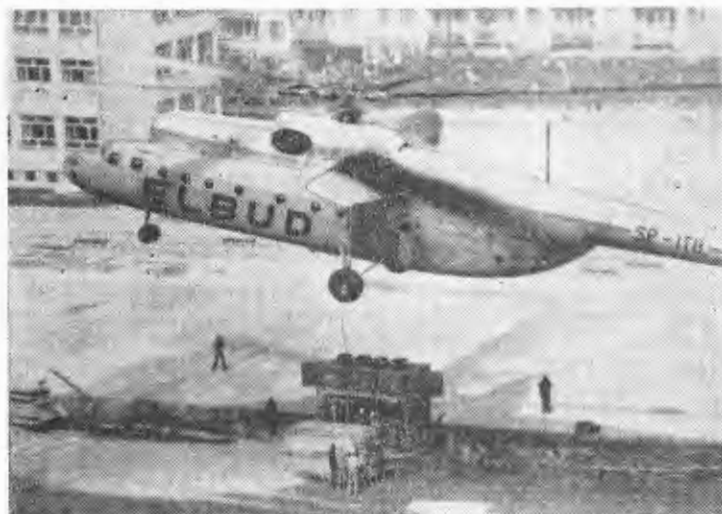
W ciągu ostatnich pięciu lat (1975÷1979) INSTAL wykonał 3200 śmigłowcowych zadań dźwigowych (w tym 200 dużych operacji dźwigowych) za 323 mln zł. Lecz wartość tych prac była znacznie większa, gdyż dała gospodarce 6 mld zł oszczędności. Przykładowo, jeśli wymiana elementu pieca za pomocą śmigłowca trwa dwa dni i kosztuje 5 mln zł, zaś środkami naziemnymi kilka miesięcy i wstrzymuje produkcję wartości 15 mln zł miesięcznie, to oszczędność dwumiesięczna wynosi już 25 mln zł. Przy jednej z prac o podobnym koszcie zaoszczędzono 8 miesięcy, co dało oszczędność 90 mln zł. A większość prac śmigłowcowych wykonywanych przez INSTAL ma taki charakter.

Od początku swej działalności Baza Śmigłowcowa INSTAL współpracuje z Instytutem Budownictwa Lądowego Politechniki Gdańskiej, który współuczestniczy w opracowywaniu technologii niektórych skomplikowanych operacji montażu śmigłowcowego. W wyniku tej współpracy w maju 1978 r. została zorganizowana w Gdańsku międzynarodowa konferencja naukowo-techniczna na temat „Śmigłowce w budownictwie”. W konferencji uczestniczyli przedstawiciele przedsiębiorstw budowlanych i lotniczych z ZSRR, NRD, CSRS, Węgier, Jugosławii i Austrii. Konferencja wykazała, iż na świecie istnieje znikoma liczba przedsiębiorstw zajmujących się śmigłowcowymi pracami dźwigowymi. Mały zespół ma szwajcarski Swissair, a NRD-owski Interflug ma dwa Mi-8 i jeden Ka-26. Najbogatsze w całym świecie doświadczenia w śmigłowcowym montażu konstrukcji ma INSTAL.

Baza Śmigłowcowa INSTAL jest przedsiębiorstwem zbyt małym w stosunku do zapotrzebowania na śmigłowcowe prace dźwigowe. INSTAL jest w stanie zrealizować tylko

60% zamówień krajowych oraz nieliczne eksportowe (choć wpłynęło 130 zgłoszeń z zagranicy). Od 1979 r. dla INSTAL-u szkoli się od podstaw pilotów śmigłowcowych w Ośrodku Szkolenia Pilotów w Rzeszowie. Wąskim gardłem jest sprawa sprzętu. INSTAL ma tylko trzy śmigłowce Mi-6A oraz jeden Mi-8. Śmigłowce te mogą przenosić ładunki odpowiednio do 8 ton i 3 ton. Pilnie potrzebny jest drugi śmigłowiec Mi-8, niestety ograniczona ilość środków inwestycyjnych opóźnia ten zakup. INSTAL potrzebuje śmigłowców dźwigowych z drugą kabiną umożliwiającą obserwację wykonywanej pracy dźwigowej. Jednak śmigłowców takich nie ma na rynku. Śmigłowców Sikorsky S-64 (w cenie 8 mln dol. za sztukę) już się nie produkuje, Mi-10K też, zaś Sikorsky CH-53E ma być produkowany od 1982 r., a nowy dźwigowy śmigłowiec Mi też będzie w sprzedaży za kilka lat. Jedną z ważnych potrzeb INSTAL-u jest stworzenie bazy technicznej, gdyż dotychczas wszystkie prace techniczne przy śmigłowcach, niezależnie od pory roku, wykonywane są pod gołym niebem. Tylko odpowiednie pomieszczenia zapewnią uzyskanie niezbędnych warunków socjalnych i bhp. Do dużych kłopotów przedsiębiorstwa należy trudność w zaopatrzeniu się w paliwo. Zamiast korzystać z baz paliwowych LOT-u czy innych instytucji lotniczych, istnieje konieczność wożenia cysternami paliwa po całym kraju do miejsca wykonywania prac dźwigowych.

Zespół pracowników Bazy Śmigłowcowej INSTAL wyróżnia się cenną cechą: umiłowaniem lotnictwa oraz dobrą robotą. Stąd, mimo trudnych warunków pracy wykonywanej wciąż w innej części kraju, osiągnięcia Bazy są tak duże. Niewątpliwie jest to i wynikiem właściwej atmosfery pracy stworzonej przez kierownictwo Bazy, które składa się z fachowców z dużą praktyką. M.in. dyrektor techniczny jest pilotem śmigłowcowym I klasy. Działalność takiego zespołu ludzi zasługuje na uznanie i jak najszersze poparcie, gdyż — swą rzetelną i przynoszącą gospodarce duże korzyści ekonomiczne pracą — przyspiesza on rozwój gospodarczy kraju.



Rys. 2. Zakupiony przez ELBUD Mi-6A SP-ITB „Wawel” podczas prac dla energetyki
fot. INSTAL



Rys. 3. Mi-8 SP SP-ITK INSTAL-u

fot. A. Glass

Prosty model dynamicznego wykorzystania pionowych prądów powietrza przez szybowiec

Dr inż. JUSTYN SANDAUER
Instytut Lotnictwa

W [1] przedstawiono zasady optymalnego doboru prędkości w przelocie przez obszary prądów wznoszących i opadających oraz teoretyczne podstawy przelotu dynamicznego, podczas którego pilot steruje również przyspieszeniem normalnym (a więc zmiany prędkości lotu mają charakter dynamiczny).

Posługując się podstawową zasadą dynamiki, w myśl której pochodna całkowitej energii mechanicznej ciała sztywnego względem czasu jest iloczynem wektorowym sił zewnętrznych i jego prędkości w inercjalnym układzie współrzędnych, został wprowadzony wzór na moc pobieraną przez szybowiec z atmosfery przy przelocie przez prąd wznoszący powietrza o stałej prędkości w_{pow} :

$$E' = \frac{dE}{dt} = (\vec{P}_z + \vec{P}_x)(\vec{v} + \vec{w}_{pow}) = P_z \cdot w_{pow} \cdot \cos \varphi - P_x \cdot v$$

gdzie φ — kąt między siłą \vec{P}_z i prędkością w_{pow}

Ponieważ pierwszy składnik wyrażenia na E' przedstawia moc pobieraną (lub oddawaną) z powietrza przez szybowiec idealny (bez oporu), a drugi uwzględnia moc rozproszoną wskutek istnienia oporu aerodynamicznego, dalsze rozważania dotyczące maksymalizacji mocy E' polegały na znalezieniu optymalnej wartości współczynnika obciążenia:

$$n_{opt} = \frac{(C_z)_{opt}}{(C_z)_{n=1}}$$

któremu, przy danej prędkości lotu, odpowiada maksymalna wartość mocy pobieranej przez szybowiec z atmosfery. Im większą doskonałość ma szybowiec przy danej prędkości lotu, czyli im bliższy jest on szybowcowi idealnemu, tym mniejszy jest wpływ drugiego składnika zależności na E' i większa wartość n_{opt} . Również wzrost efektywnej intensywności prądu wznoszącego $w_{pow} \cdot \cos \varphi$ zwiększa wpływ pierwszego składnika zależności na E' powodując wzrost optymalnego współczynnika obciążenia.

Powyższe bardzo proste rozumowanie zostało zilustrowane w [1] — rys. 14 i 15, zawierającymi wyniki obliczeń dla szybowca o danych parametrach aerodynamicznych i masowych:

$$n_{opt} = f(v, w_{pow} \cdot \cos \varphi)$$

$$\frac{E'}{m \cdot g} = f(v, n, w_{pow} \cdot \cos \varphi)$$

W obliczeniach tych założono $v = \text{const}$, a więc wyniki obliczeń i wnioski dotyczyły tylko krótkiego okresu czasu, tj. przelotu przez krótki obszar prądu wznoszącego.

Wydaje się jednak, że proste z matematycznego punktu widzenia rozumowanie prowadzące do wniosku, że warto dodatkowo wykorzystywać prąd wznoszący przez zwiększenie współczynnika n , a więc przez zakrzywienie toru lotu (manewr wyrwania), wcale nie jest łatwe do zrozumienia przy prostym rozumowaniu fizycznym. Jest rzeczą oczywistą, że wyjaśnianie problemów z dynamiki lotu pilotowi o przygotowaniu matematycznym, nie wychodzącym poza zakres szkół średniej, musi opierać się na łatwych do zrozumienia modelach fizycznych.

Dla lepszego przedstawienia problemu rozpatrzmy przypadek szybowca idealnego, lecącego lotem poziomym ze stałą prędkością v i natrafiającego na prąd powietrza o prędkości pionowej w_{pow} . Wówczas (przy $\varphi = 0$):

$$E' = P_z \cdot w_{pow} \quad (1)$$

czyli zwiększaniu siły P_z towarzyszy przyrost mocy pobieranej z powietrza.

Jeżeli pilot nie wykona manewru dynamicznego, wówczas:

$$P_z = m \cdot g \rightarrow E' = m \cdot g \cdot w_{pow}$$

i moc pobierana z powietrza zamienia się w czasie Δt na przyrost energii potencjalnej

$$\Delta E_{pot} = m \cdot g \cdot w_{pow} \cdot \Delta t = m \cdot g \cdot \Delta h \quad (2)$$

co jest oczywiste z punktu widzenia fizyki.

Dla ścisłości należy jeszcze nadmienić o skokowym przyroście energii kinetycznej szybowca unoszonego z prędkością w_{pow} :

$$\Delta E_{kin} = \frac{m \cdot w_{pow}^2}{2}$$

który występuje w chwili wejścia szybowca w obszar prądu pionowego.

Rozpatrzmy manewr wyrwania w układzie współrzędnych przemieszczającym się wraz z pionowym prądem powietrza. Nagła zmiana kąta natarcia powoduje powstanie siły ΔP_z i zakrzywienie toru lotu (rys.).

W czasie Δt szybowiec przemieści się z punktu 1 do punktu 2. Zgodnie z zależnością (1) dodatkowa moc pobierana z atmosfery powinna wynosić:

$$E' = \Delta P_z \cdot w_{pow} \cdot \cos \varphi \quad (3)$$

a dodatkowy przyrost energii w punkcie 2:

$$\Delta E = \Delta P_z \cdot w_{pow} \cdot \cos \varphi_{sr} \quad (4)$$

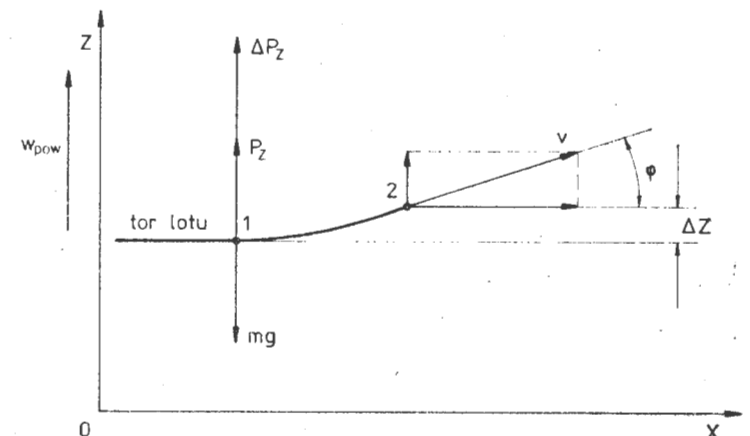
Przyrost energii potencjalnej ($m \cdot g \cdot \Delta h$) wynikający z tego, że punkt 2 znajduje się powyżej punktu 1 nie ma w tym przypadku znaczenia, ponieważ jest on kompensowany równą mu stratą energii kinetycznej (spadkiem prędkości v). Mamy tu do czynienia tylko ze zmianą postaci energii w ruchu w polu potencjalnym i możemy pominąć ten przyrost energii potencjalnej przyjmując jednocześnie, że prędkość na drodze 1—2 nie uległa zmianie, tj. $v = \text{const}$.

Dodatkowego przyrostu energii zgodnie z zależnością (4) należy więc szukać w postaci przyrostu energii kinetycznej. W tym celu rozkładamy prędkość v na składową poziomą $v \cos \varphi$ i pionową $v \sin \varphi$. Uwzględniając prędkość unoszenia układu współrzędnych w_{pow} obliczamy wielkość energii kinetycznej w punkcie 2:

$$E_{kin} = \frac{m \cdot v^2 \cos^2 \varphi}{2} + \frac{m}{2} (v \sin \varphi + w_{pow})^2 =$$

$$= m \frac{v^2}{2} + m \frac{w_{pow}^2}{2} + m v \sin \varphi \cdot w_{pow} \quad (5)$$

Dwa pierwsze wyrazy prawej strony zależności (5) przed-



TL-500/79

Rys. Tor lotu szybowca w układzie współrzędnych unoszonym z prędkością w_{pow}

stawiają energię kinetyczną szybowca w locie prostoliniowym, a trzeci składnik przedstawia przyrost energii spowodowany zakrzywieniem toru lotu siłą ΔP_z w polu prędkości unoszenia w_{pow} . Zależność (5) wyraźnie pokazuje, że dla wystąpienia tego przyrostu energii konieczne są oba czynniki, tj. siła zakrzywiająca tor lotu i prędkość unoszenia.

Pozostaje więc jeszcze sprawdzenie, czy moc zużyta na ten przyrost energii jest równa mocy pobieranej z atmosfery zgodnie z zależnością (3):

$$E' = \frac{d}{dt} (m \cdot v \cdot w_{pow} \cdot \sin \varphi) = m \cdot v \cdot w_{pow} \frac{d\varphi}{dt} \cos \varphi = \Delta P_z \cdot w_{pow} \cdot \cos \varphi$$

co zostało niniejszym wykazane.

Zjawisko przyrostu energii pobieranej przez szybowiec lub zmniejszenia ilości energii oddawanej podczas dyna-

micznego sterowania w prądach pionowych można więc stosunkowo prosto wyjaśnić jako dodatkowy przyrost energii kinetycznej szybowca wynikający z tego, że składowa pionowa jego prędkości względem ziemi jest sumą składowej pionowej prędkości względem powietrza (spowodowanej manewrem wyrwania) i prędkości unoszenia (prądu atmosferycznego). Energia kinetyczna ruchu wypadkowego jest więc proporcjonalna do kwadratu tej sumy, czyli jest większa od sumy energii poszczególnych ruchów.

W ten sposób można wyjaśnić także zależność (29) z [1] oraz wynikające z niej wnioski dotyczące optymalizacji przelotu z wykorzystaniem dynamicznego przyrostu energii.

LITERATURA

1. J. Sandauer: Teoria przelotu szybowcowego metodą delfinowania oraz zasady lotu dynamicznego. TLiA, 1978 r., nr 1 i 2.

PROJEKTY

Lockheed L-400 Twin Hercules • USA •

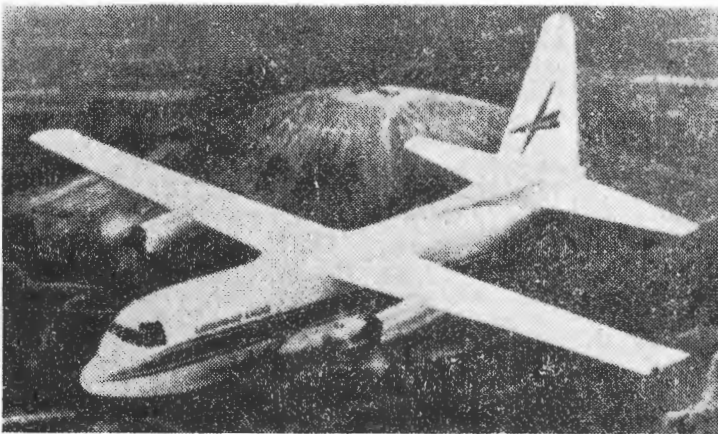
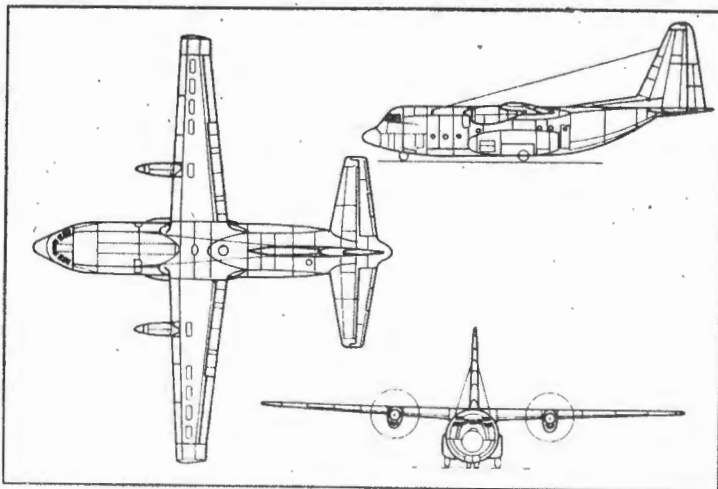
Wojskowy samolot transportowy o średnim zasięgu

Na początku 1980 r. podjęto decyzję budowy dwusilnikowej wersji samolotu Lockheed C-130 Hercules, według projektu, którego ostateczna postać została ujawniona na początku 1977 r.

Nowy samolot — L-400 Twin Hercules — ma kadłub i usterzenie samolotu C-130. Płat został zmodyfikowany przez usunięcie części przykadłubowej, wraz z dwoma silnikami, i dodanie końcówek o stałej ciężarowości. Zmodyfikowano również czterokołowe podwozie główne eliminując dwa przednie koła. Silniki (jednowałowe) Allison 501-D-22F są udoskonaloną wersją silników napędzających samoloty C-130. Ich moc startowa na wale wynosi 3477 kW (4724 KM), a z wtryskiem cieczy chłodzącej — 3730 kW (5067 KM). Średnica śmigieł została zwiększona z 4,11 do 4,27 m. W przyszłości mają być zastosowane silniki Allison 501-M71, ze zmodyfikowaną sprężarką i turbiną, o mocy zwiększonej o 21% i jednostkowym zużyciu paliwa zmniejszonym o 10,5%. Instalacja przeciwbłędzeniowa jest zasilana gorącym powietrzem — ze sprężarek silników — w sposób cykliczny, przy czym statecznik kierunku nie jest odladzany. Samolot został przystosowany do lotów z dwuosobową załogą.

L-400 jest przeznaczony przede wszystkim do wojskowych celów transportowych, przy czym typowym zadaniem ma być transport ładunku 10 200 kg na odległość 900 km, na wysokości 7000 m i z prędkością blokową 435 km/h. Poza tym ma być budowana morska wersja patrolowa, o zasięgu ok. 2800 km i długości lotu podczas patrolowania 14,5 h. Twin Hercules zastąpi obecnie eksploatowane samoloty Commando, Dakota, Skymaster, Flying Boxcar i Noratlas i będzie konkurentem samolotów Aeritalia G.222 i De Havilland of Canada DHC-5D. Przewiduje się zapotrzebowanie na 700 samolotów L-400.

Dane techniczne: rozpiętość 36,48 m; długość 29,81 m; wysokość 11,58 m; powierzchnia płata 136,75 m²; wydłużenie płata 9,63:1; rozpiętość usterzenia wysokości 16,06 m; długość × szerokość × wysokość ładowni 12,31 × 3,05 × 2,74 m; masa własna 24 405 kg; maksymalna masa startowa 38 102 kg; maksymalna masa do lądowania 37 649 kg; maksymalny udźwieg 11 385 kg; maksymalna masa zużywanego paliwa 13 241 kg; prędkość przelotowa na wysokości 7160 m — 460 km/h; maksymalna wysokość



lotu 9750 m; długość startu na 15 m (przy maksymalnej masie startowej) 1150 m; długość lądowania z 15 m (przy maksymalnej masie do lądowania) 800 m; zasięg przebazowania 5560 km.

W.K.

Edgley Optica • W. Brytania •

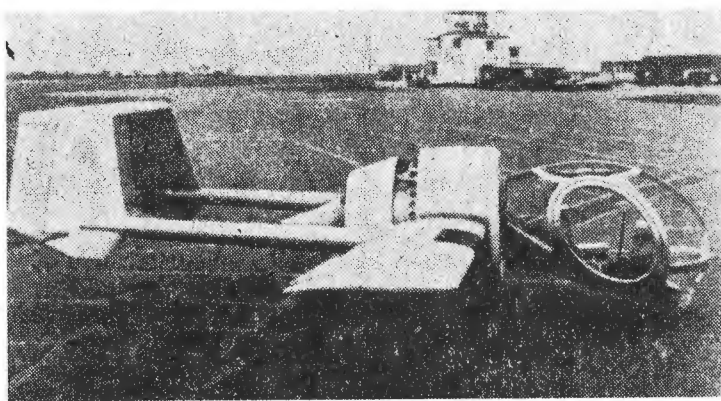
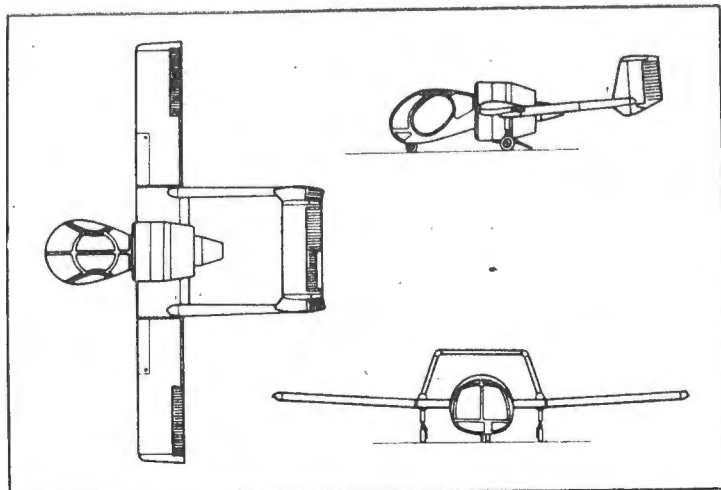
Lekki samolot obserwacyjno-patrolowy

Pełną widoczność z kabiny pilota zapewniają jedynie śmigłowce, natomiast w przypadku samolotu można tylko mniej lub bardziej zbliżyć się do tego ideału. Przykład dobrej widoczności z kabiny pilota daje włoska Partenavia w wersji policyjnej. Jednak wyjątkowo korzystny pod tym względem jest samolot zbudowany przez Johna Edgleya — Optica — w którym zastosowano całkowicie oszkloną kabinę typu śmigłowcowego, wysuniętą daleko przed płat, w połączeniu z umieszczonym za kabiną silnikiem wraz z obudowanym śmigłem-wentylatorem. Obudowane śmigło obniża poziom wytwarzanego hałasu i zapewnia dużą sprawność napędu w zakresie małych prędkości lotu 90÷110 km/h, zwiększając przydatność samolotu do zadań obserwacyjno-patrolowych.

Centralnym elementem siłowym metalowej struktury samolotu jest pierścień wlotu śmigła, do którego zamocowane są za pośrednictwem wewnętrznego stożka i sześciu zastrzałów kabina oraz skrzydła z belkami ogonowymi podtrzymującymi usterzenie. Do tylnej części pierścienia wlotowego montowany jest za pomocą czterech uchwytów drugi pierścień stanowiący osłonę zespołu napędowego — silnika z umieszczonym z przodu wentylatorem.

Prostokątny płat o rozpiętości 12 m i cięciwie 1,32 m (wydłużenie 9:1) ma profil GA(W)-1 o grubości 17%. Zaopatrzone on jest w kłapy Fowlera o zakresie wychylenia do 40° i — w części wewnętrznej — w stałe kłapy o kącie wychylenia 10° (przy prędkości lotu 90÷100 km/h kłapy Fowlera wychylone są o 10°). Lotki są wyważone masowo. Część noska skrzydeł stanowi odejmowany zbiornik paliwa. Kabina z trzema siedzeniami obok siebie ma mocną strukturę mogącą przetrześć uderzenie 9 g. Przednie powierzchnie z tworzywa Perspex mają grubość 5 mm. Struktura usterzenia kierunku i wysokości stanowi integralną całość. Trójkątowe niechowane podwozie ma sterowane koło przednie.

Do napędu samolotu zastosowano 4-cylindrowy silnik Avco Lycoming O-320 o mocy 110 kW (150 KM) i 5-łopatowy wentylator o stałym skoku zaprojektowany przez Dowty Rotal i wykonany z drewna bukowego. Zbiorniki paliwa mają łączną pojemność 150 l.



Budowa prototypu została zakończona w pierwszej połowie 1979 r. Konstrukcja samolotu pozwala na jego produkcję za pomocą prostych metod i bez skomplikowanych przyrządów.

W.K.

Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK

SIMP w międzynarodowych organizacjach

Nasze Stowarzyszenie należy do 7 organizacji międzynarodowych:

- Międzynarodowego Komitetu Badań Nieniszczących (IC NDT) (Sekcja Wytrzymałości i Badania Materiałów),
- Międzynarodowego Zrzeszenia dla Problemu Pękania (ICF) (Sekcja Wytrzymałości i Badania Materiałów),
- Międzynarodowej Grupy Badań Głębokiego Tłoczenia (IDDRG) (Sekcja Obróbki Plastycznej),
- Międzynarodowej Grupy Kucla na Zimno (ICFG) (Sekcja Obróbki Plastycznej),
- Międzynarodowej Federacji Stowarzyszeń Inżynierów i Techników Samochodowych (FISITA) (Sekcja Samochodowa),
- Międzynarodowego Stowarzyszenia Naukowego Obróbki Mechanicznej (CIRP) (Sekcja Obrabiarek i Narzędzi),
- Międzynarodowej Rady Silników Spalinowych (CIMAC) (Sekcja Silników Spalinowych).

SIMP, reprezentowany przez Sekcję Spawalniczą, bierze także udział w pracach Międzynarodowego Instytutu Spawalnictwa (MIS).

W związku z przynależnością do organizacji międzynarodowych przedstawiciele SIMP brali udział w 29 międzynarodowych imprezach (w tym 3 zorganizowane zostały przez SIMP w Warszawie).

W 1979 r. SIMP (na wniosek Sekcji Optyki) wystąpił o uzyskanie przynależności do Europejskiego Komitetu Optycznego (EOC).

Należy dodać, że simpowcy z Szybowcowego Zakładu Doświadczalnego w Bielsku-Białej współpracują z OSTIV (Organisation Scientifique et Technique Internationale du vol à voile).

Konkurs na modernizację

Wśród laureatów II etapu konkursu pt. „Modernizacja środków produkcji źródłem wyzwania rezerw w przemyśle maszynowym” znalazły się zakłady lotnicze.

Nagrodę III stopnia w wysokości 35 000 zł otrzymał zespół z WSK PZL-Świdnik za pracę pt. „Wykonanie na bazie złomowanej szlifierki do wielowpustów, honownicy poziomej do doglądania otworów w wałkach transmisyjnych śmigła ogonowego śmigłowca Mi-2”.

Wyróżnienia w wysokości po 10 000 zł

przyznano:

— technikowi Stanisławowi Ostrowskiemu z WSK PZL-Rzeszów za pracę pt. „Opracowanie i wdrożenie do produkcji szlifierki kopiarki do obróbki części kształtowych metodą obwiedniową przez modernizację tokarki TUD-50”.

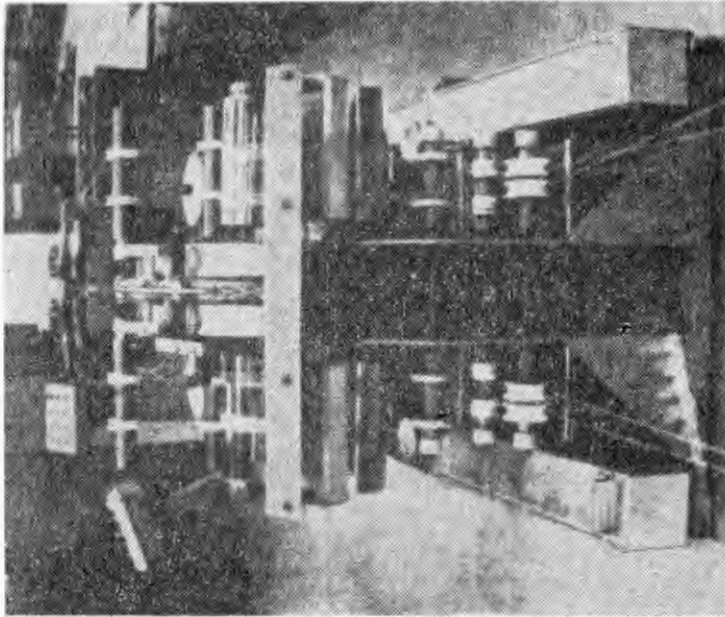
— zespołowi z WSK PZL-Mielec za pracę pt. „Modernizacja wycofanej z eksploatacji obrabiarki zespołowej i dostosowanie do wykonywania operacji wiercenia, gwintowania i frezowania pokryw regulatorów pompy wtryskowej”.

Przypominamy, że zgłaszanie prac do wieloetapowego konkursu na modernizację środków produkcji trwa do 31 grudnia 1980 r. Zgłoszone rozwiązania musi być wdrożone w jednostce podległej jednemu z dwóch resortów będących współorganizatorem konkursu (MPM i MPMCIr), przy czym uczestnicy konkursu powinni być członkami SIMP. Jedynie przy pracach zespołowych dopuszcza się uczestnictwo osób niestowarzyszonych.

Nagrody i wyróżnienia wręczane są laureatom na wspólnym posiedzeniu plenarnym Zarządu Głównego SIMP i Zarządu Głównego Związku Zawodowego Metalowców.

Maszyna do wytwarzania części z laminatu

Firma VFW-Fokker zastosowała maszynę do wytwarzania części konstrukcji płatowcowych z tworzyw epoksydowych zbrojonych włóknem szklanym. Cały proces wykonywania pasm z włókien, ich układania i nasycania two-



rywem jest sterowany w sposób cyfrowy. Poszczególne pasma, składające się z 1200 włókien szklanych, prowadzone są wzdłuż siedmiu osi na wklęsły stół, gdzie są nasycane tworzywem epoksydowym. Dokładność dozowania tworzywa wynosi $\pm 0,01$ g na metr bieżący. Tworzywo jest podgrzewane za pomocą promieni podczerwonych, w celu utrzymania właściwej płynności przy dawkowaniu.

W.K.

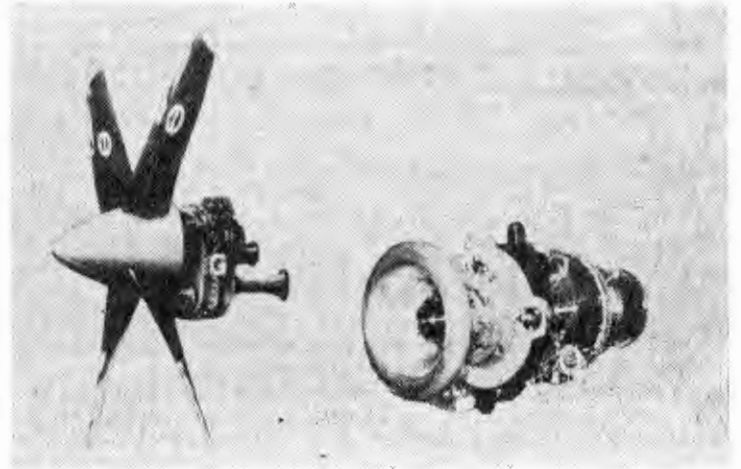
Nowe silniki śmigłowe Pratt Whitney of Canada

Firma Pratt Whitney of Canada doniosła o opracowaniu nowej wersji rodziny śmigłowych i śmigłowcowych silników PT6. Jest to PT6A-65 o mocy równoważnej 1028 kW (1397 KM), który powstał z silnika PT6A-45 o mocy równoważnej 879 kW (1195 KM) przez dodanie zerowego stopnia sprężarki i zwiększenie w ten sposób zarówno sprężu, jak i natężenia przepływu powietrza. W wersji zdławionej do 736 kW (1000 KM) silnik ten został wybrany do napędu nowych samolotów pasażerskich na linie lokalne Beechcraft Model 1300 i 1900 oraz Aeritalia AIT230. Próby stoiskowe silnika rozpoczęto w listopadzie 1979 r., a pierwsze silniki seryjne oczekiwane są w drugiej połowie 1981 r.

Zupełnie nowym silnikiem jest PT7A-1 o termodynamicznej mocy równoważnej 1527 kW (2075 KM). Ma on nietypową sprężarkę składającą się z czterech stopni osiowych i dwóch odśrodkowych, pierścieniową komorę spalania, dwustopniową turbinę wytwornicy i dwustopniową turbinę napędową*). Układ sprężarki i postęp w obliczeniach aerodynamicznych sprawiły, że mimo dużego sprężu wynoszącego ok. 15:1 zbędna okazała się mechanizacja sprężarki. W związku z wysoką temperaturą przed turbiną zastosowano chłodzenie łopatek turbiny wytwornicy. Napęd śmigła jest wyprowadzony do przodu za pomocą współśrodkowego wału, przy czym reduktor śmigła jest odsunięty od wlotu silnika. Ponieważ silnik jest przeznac-

*) Wg nowszych informacji PT7A jest silnikiem trójwałowym, o dwuwałowej wytwornicy, przy czym osiowe stopnie sprężarki wspólnie z pierwszym stopniem odśrodkowym i jednym stopniem turbiny są umieszczone na wale wewnętrznym, a drugi stopień odśrodkowy i pierwszy stopień turbiny — na wale zewnętrznym.

czony głównie do napędu samolotów pasażerskich na linie lokalne, których eksploatacja odznacza się dużą liczbą startów i lądowań, tarcze wirnikowe sprężarki i turbin zostały obliczone przynajmniej na 30 000 cykli obciążeń niskocyklicznych. Reduktor śmigła przenosi tylko 1100 kW (1500 KM) przy prędkości obrotowej 1300 obr/min, lecz



ma być zaprojektowany również reduktor na moc 1250 kW (1700 KM). Silnik będzie zaopatrzony w nowoczesne śmigło o zwiększonej sprawności. PT7A-1 ma natężenie przepływu powietrza 6,8 kg/s, długość 2032 mm, wysokość 737 mm, szerokość 584 mm i masę 363 kg.

W lipcu 1979 r. powzięto decyzję kontynuowania prac nad silnikiem. Poprzedziły ją 10-miesięczne próby silnika badawczego ADS604. Uzyskanie certyfikatu i rozpoczęcie produkcji seryjnej jest przewidziane w 1983 r. Pierwszym zastosowaniem silnika ma być 30-miejscowy Embraer EMB-120, a następnie 50-miejscowy De Havilland Canada DHC8 i 36÷44-miejscowy Aerospaiale AS-35.

W.K.

Nowy skafander dla astronautów

Jeden z oddziałów United Technologies, Hamilton Standard, opracował nowy typ skafandra dla załóg transportowca kosmicznego Space Shuttle. Istotną innowacją jest tu zastosowanie tzw. modułu informująco-sterującego DCM (Display Control Module). Kontroluje on i steruje urządzeniami klimatyzacyjnymi skafandra, które umieszczone są w tornistrze. Zamocowany na piersiach astronauty moduł odbiera sygnały z czujników znajdujących się w tornistrze, przekształcając je w informacje dotyczące pracy urządzeń. W przypadku nieprawidłowej pracy DCM alarmuje astronautę w sposób dźwiękowy, a następnie podaje czynności korygujące, jakie astronauta ma wykonać w określonej kolejności w celu usunięcia awarii. Gdy powstaje równocześnie więcej usterek, czynności zapobiegawcze są uszeregowane w kolejności ich ważności. Podstawowym elementem systemu DCM jest umieszczony w tornistrze mikroprocesor.

Pozostałe cechy nowego skafandra:

- jest dwuczęściowy — górna, sztywna część jest wykonana z laminatu zbrojonego włóknem szklanym i ma zamocowany na stałe tornister. Dolna część jest wykonana z tkaniny;

- jest łatwy do wkładania i zdejmowania, dzięki czemu astronauta może go włożyć samodzielnie w ciągu kilku minut, łącznie z podłączeniem przewodów i sprawdzeniem działania (w przypadku poprzednich skafandrów zabierało to więcej niż godzinę, przy czym astronauta musieli sobie nawzajem pomagać);

- jest elastyczny — przeguby wykonane są z tkaniny, a rękawice z cienkiej tkaniny poliestrowej, co pozwala na swobodne poruszanie się, posługiwanie się małymi narzędziami i podnoszenie z ziemi drobnych i cienkich przedmiotów.

Skafander będzie dostępny w pięciu rozmiarach, dzięki czemu będzie nadawał się również dla kobiet. Umożliwi wykonywanie większej ilości zadań przy mniejszym wysiłku, w porównaniu ze skafandrami astronautów programu Apollo.

W.K.

Wkład RWD w rozwój konstrukcji samolotu. Samoloty krótkiego startu i lądowania (III)

Prof. mgr inż. LESZEK DULĘBA
Politechnika Warszawska

Konstruktorom RWD przyświecały dwie zasadnicze myśli:

— latanie powinno być możliwie jak najbezpieczniejsze,
— samolot turystyczny przeznaczony do przelotów krótkich, przeważnie krajowych, powinien mieć możliwość lądowania i startu na terenach małych, słabo przygotowanych lub wręcz przygodnych.

Do tego dochodziło dążenie, aby latanie sportowe stało się udziałem jak największej liczby ludzi, a więc żeby było tanie, samolot prosty, jego obsługa łatwa i mało pracochłonna.

Wielkim zwolennikiem lądowania wszędzie był pilot wojskowy kpt. Zbigniew Babiński, który na oddanym mu do dyspozycji samolocie JD-2 (SP-ACA) lądował na ponad 330 terenach przygodnych (na wielu z nich wielokrotnie), w tym również pod Zakopanem. Lista tych miejscowości była wypisana na kadłubie jego samolotu. Jednakże na samolocie tym mogli latać bezpiecznie tylko dobrzy, doświadczeni piloci, gdyż po przeciągnięciu wpadł on w korkociąg. Tak zginął na JD-2 białokolegi klubowy Karol Trzetrzewiński, chcąc po starcie wznosić się zbyt stromo.

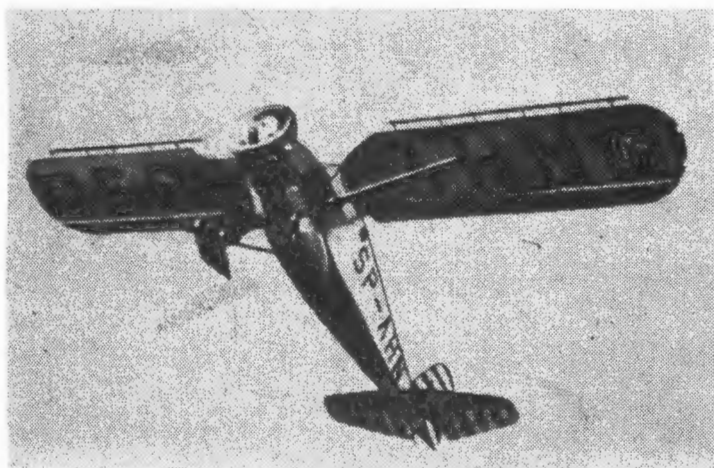
Szczęściem bezpieczeństwo i możliwość lądowania na terenach przygodnych prowadziły na ogół do rozwijania tych samych właściwości samolotu, gorzej, że tania była często przeciwstawną. Użytkowanie samolotu z małych lądowisk było w pierwszych latach po II wojnie światowej odsuwane na dalszy plan przez ogólne zainteresowanie coraz większymi prędkościami. Obecnie koncepcja ta znów jest przedmiotem usilnych prac wielu konstruktorów samolotów krótkiego startu i lądowania (STOL). Niestety dzisiaj względy bezpieczeństwa, zwłaszcza osób postronnych, i konieczność nadzoru nad całą przestrzenią powietrzną uniemożliwiają latanie do przyjaciół na wsi „na podwieczorek pod gruszą”, a jeszcze w lipcu 1937 r. pilot Aleksander Onoszko odwiedził mistrza Ignacego Paderewskiego, lądując na RWD-13 w parku jego willi w Szwajcarii.

W latach dwudziestych i na początku lat trzydziestych wiele śmiertelnych wypadków było spowodowanych przez przypadkowe przeciągnięcie samolotu i wpadnięcie w korkociąg, zwłaszcza na małych wysokościach (przy starcie,

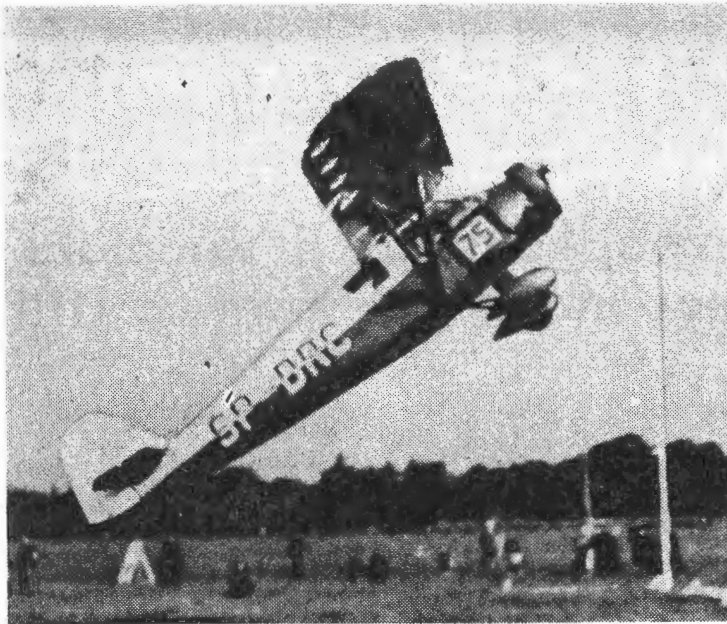
lądowaniu, okrążaniu lotniska po starcie i przed lądowaniem). Dlatego konstruktorzy RWD tak bardzo zainteresowali się płacami ze slotami, opracowaniem kształtu slotów, ich toru ruchu i położenia względem skrzydła. Na zbudowanych 15 typów samolotów RWD (w ciągu 8 lat — 1932÷1939) 10 było zaopatrzonych w sloty i to tak skuteczne, że nie było wypadków przypadkowego wejścia w korkociąg. Osiągnięto to dzięki jednoczesnemu opracowaniu bardzo dobrej sterowności poprzecznej. Przejście z lotek prosto odciętych z zawiasą na górnej powierzchni skrzydła (RWD-1 do RWD-5) na lotki typu Friese (RWD-8, RWD-10, RWD-17) a na pozostałych typach stosowanie wyłącznie lotek szczelinowych z osią obrotu silnie przesuniętą do tyłu (ok. 23% cięciwy lotki) i do dołu poza obrys skrzydła, przy jednoczesnym zastosowaniu dość dużej różnicowości wychyleń, zapewniło sterowność poprzeczną nawet w czasie przeciągnięcia w chwili niekontrolowanego silnego pochylania się samolotu przodem do dołu. Dla zachowania sterowności przy najniższych prędkościach opracowano interceptory (RWD-9).

Krytycznymi fazami lotu, w których zdarza się większość wypadków, są start i lądowanie. Samolot ze znaczną prędkością porusza się w pobliżu ziemi, chwila nieuwagi lub błąd pilota łatwo mogą spowodować katastrofalne zetknięcie z ziemią lub przeszkodą (drzewa, kominy, przewody elektryczne itp.) w pobliżu lotniska. Aby możliwie zwiększyć czas na wykonanie przez pilota manewru od chwili zauważenia przeszkody lub nieprawidłowego kierunku ruchu w stosunku do ziemi, konstruktorzy RWD (i inni) starali się zmniejszyć prędkość niezbędną do prawidłowego i bezpiecznego startu i lądowania. Do tego celu służyły sloty, którym nadano kształt nie tylko zapewniający łagodny przebieg oderwania (powyżej kąta natarcia maksymalnej nośności wzrost oporów i powolny spadek nośności w znacznym zakresie kątów natarcia), ale również przesuwający oderwanie na większe kąty natarcia, dające większe współczynniki nośności. Duże współczynniki maksymalnej nośności osiągnięto przez opracowanie bardzo skutecznych kłap szczelinowych z osią obrotu umieszczoną nisko pod płatem. Kłapa przy obrocie dokoła tej osi wykonywała ruch ku tyłowi profilu, powodujący wzrost cięciwy, a więc i powierzchni płata. Jest to podobne do działania bardziej skutecznych kłap Folwera (poszerzacz), ale znacznie mniej skomplikowane i lżejsze. Oczywiście, że jednocześnie starano się o osiągnięcie dużej prędkości maksymalnej samolotu, warunkującej dużą prędkość przelotową, co prowadzi do otrzymania dużej rozpiętości prędkości wyrażanej zwykle stosunkiem prędkości maksymalnej do minimalnej. Dla samolotu RWD-9 rozpiętość prędkości wynosiła 5,2, wielkość nie osiąganą podówczas przez żaden samolot, a i obecnie rzadko spotykaną poza samolotami o prędkościach zbliżonych do prędkości uziwisku lub ją przekraczających, dzięki potężnym ciągom silników odrzutowych.

Dla omięcia przeszkód okalających lotnisko ważna jest stromość toru wznoszenia przy starcie i schodzenia przy lądowaniu. Stromy tor wznoszenia daje dużą prędkość wznoszenia połączona z małą prędkością wzdłuż toru. Łatwo to otrzymać stosując silniki o dużej mocy w stosunku do masy samolotu, a więc przy niskim obciążeniu mocy mierzonemu w kW/kg. Konstruktorzy RWD niechętnie stosowali tę metodę, gdyż prowadziła do większych silników



Rys. 1. RWD-6 Żwirki i Wigury w Challenge'u 1932 r.

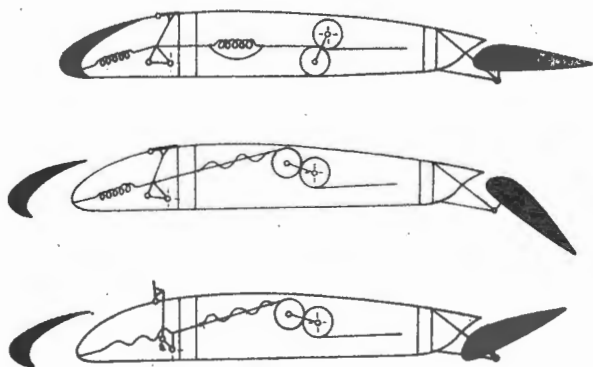


Rys. 2. Start na bramkę RWD-9 podczas Challenge'u 1934 r.

podwyższających koszty samolotu i jego eksploatacji. Kładli tylko wielki nacisk na osiągnięcie możliwie niskiej masy własnej, a za tym i całkowitej samolotu przez dobre rozwiązania konstrukcyjne i dobór materiałów. Stąd uparte trzymanie się konstrukcji drewnianych aż do końca istnienia zespołu (wrzesień 1939 r.), choć również powodowane brakiem wyposażenia warsztatu w bardzo podówczas kosztowne urządzenia do produkcji samolotów duralowych. Na części mocno obciążone (okucia, mechanizmy sterownicze, rury kratownicy kadłuba) wprowadzono stal chromomolibdenową, dobrze spawalną palnikiem acetylenowym, dwukrotnie wytrzymałą od spawalnej stali węglowej podwyższonej jakości. Wiele okuć wykonywano z duralu.

Drugim warunkiem dużej prędkości wznoszenia jest mała moc niezbędna do lotu poziomego, pozostawiająca duży nadmiar mocy zużywany na wznoszenie. Osiąga się to przez dobre właściwości aerodynamiczne (mały współczynnik c_x^2/c_y^2 uzyskiwany przy dużym wydłużeniu płata) i przez niskie obciążenie powierzchni nośnej, co można osiągnąć stosując duże wymiary płata. W konsekwencji samoloty RWD przy położeniu nacisku na dobre starty i lądowania miały stosunkowo duże powierzchnie nośne, a ze względu na ekonomię — silniki niezbyt dużej mocy, co odbijało się niekorzystnie na prędkości maksymalnej i przelotowej. Pod tym względem wiele samolotów RWD ustępowało samolotom innych wytwórni krajowych i zagranicznych.

Dla stromego schodzenia do przyziemienia samolot przy prędkości podejścia powinien mieć dość duże opory. Żądane jest, aby kąt natarcia przy tej prędkości był o kilka stopni większy od kąta pochylenia toru, gdyż samolot jest wtedy nieco zadarty względem poziomu i przed zetknięciem z ziemią nie musi być obrócony. Oczywiście niezbędnym warunkiem takiego lądowania jest podwozie o dużym skoku, zdolne pochłonąć znaczną energię opadania bez nadmiernie dużych sił uderzenia o ziemię. Konstruktorzy RWD otrzymali duże opory przy lądowaniu



Rys. 3. Sprzężenie lotki ze słotem i interceptorem w RWD-9

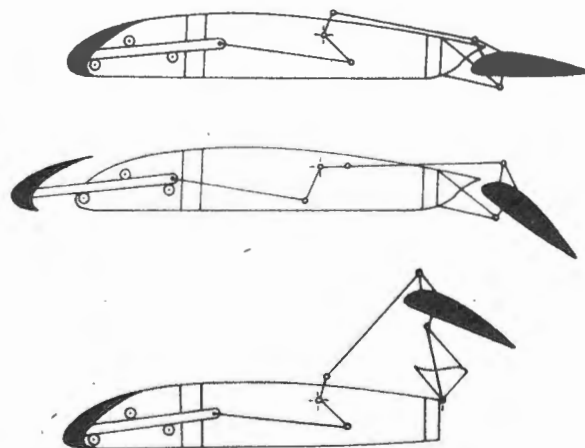
przez duże wychylenie klap tak ukształtowanych, aby nie groziło oderwanie opływu powietrza. Klapy szczelinowe na samolotach turystycznych i zawodniczych (RWD-6, RWD-9, RWD-18) dawały lepsze wyniki, ale były bardziej skomplikowane i w stanie zamkniętym miały większe opory od klap krokodylowych stosowanych na tańszych samolotach klubowych (RWD-16, RWD-19, RWD-21, RWD-23). Stosowano na ogół większe skoki podwozia niż w innych wytwórniach. Rekordowy był tu samolot zawodniczy RWD-9 o skoku 0,5 m, ale i samoloty pochodne od niego, RWD-13, RWD-14 i RWD-15, niewiele mu ustępowały. Regułą w tych samolotach było stosowanie dość drogich, ale pochłaniających dużo energii i rozpraszających ją amortyzatorów olejowo-powietrznych nie powodujących odbijania się samolotu po uderzeniu o ziemię.

Ten kierunek rozwoju konstrukcji samolotów pociągał najsilniej Jerzego Drzewieckiego, zamiłowanego narciarza-turystę. Nieosiągniętym jego marzeniem było lądować na zamrzniętym Wielkim Stawie w Dolinie Pięciu Stawów w Tatrach, aby bez straty czasu jeździć na nartach. W pełni zrealizował jego marzenia dopiero w latach 1952÷1966 pilot alpejskich lodowców Szwajcar Herman Geiger. Samoloty RWD-9, a nawet RWD-13, były technicznie lepiej dostosowane od samolotu Geigera Piper Super Cub do takich lotów, brakło tylko warunków organizacyjnych.

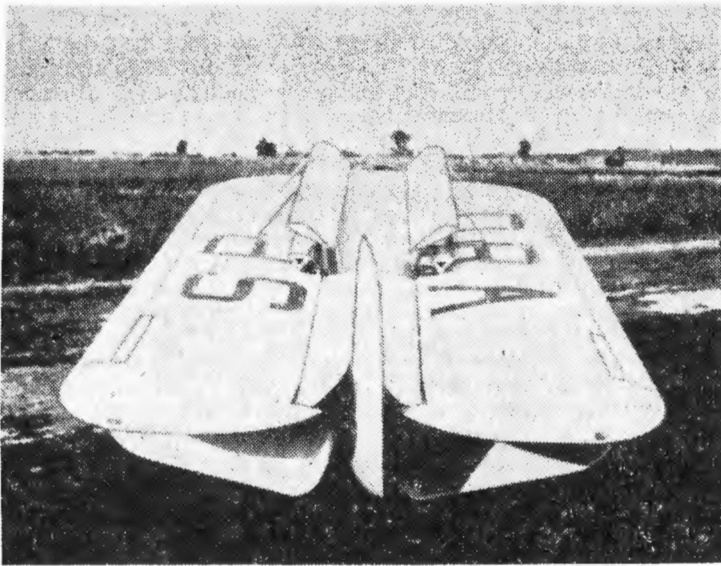
W latach 1931÷1934 dodatkowym bodźcem do prac nad samolotami krótkiego startu i lądowania był regulamin Międzynarodowych Zawodów Samolotów Turystycznych (Challenge International des Avions de Tourisme), który wysoko punktował krótki start i lądowanie, małą prędkość minimalną, niskie zużycie paliwa przy prędkości przelotowej, wygodę użytkowania (jak widoczność, składanie skrzydeł, zapuszczanie silnika itp.), a nisko premiował dużą prędkość maksymalną. Taki regulamin zawodów powstał pod wpływem polskich delegatów do FAI, inspirowanych przez konstruktorów RWD, którzy słusznie uważali, że jest to droga do opracowania bardzo bezpiecznego, wygodnego w użytkowaniu samolotu.

Wszystkie te cechy miał samolot RWD-6 zbudowany w latach 1931÷1932 na III Challenge 1932 r. Duży współczynnik maksymalnej siły nośnej został osiągnięty przez zastosowanie na krawędzi natarcia ruchomych slotów Lachmana. Zasadniczy pomysł został zaczerpnięty z konstrukcji Handley Page'a, ale kształt odciętej części płata i jej położenie względem płata po wychyleniu, określające kształt i szerokość szczeliny zostały dobrane w wyniku wielu prób w Instytucie Aerodynamicznym w Warszawie przez Czesława Bieńka. Automatyczne otwieranie się slotów pod wpływem sił aerodynamicznych przy zwiększeniu kąta natarcia umożliwiło rozbieg przy małym oporze z zamkniętymi slotami i otwarcie ich w chwili oderwania od ziemi i „skoku” na bramkę. Zmierzona w czasie zawodów minimalna prędkość 57,6 km/h wskazywała na osiągnięcie $C_{z\max} = 2,8$, w co wchodził również udział dość dużej składowej pionowej ciągu śmigła.

Dalszym rozwinięciem był samolot RWD-9 zbudowany w latach 1933÷1934 na Challenge 1934 r., z tymi samymi założeniami co samolot RWD-6. Automatyzacja urządzeń zwiększających współczynnik nośności płata była jeszcze dalej posunięta. Na podstawie badań w tunelu Instytutu Aerodynamicznego w Warszawie dobrano takie położenie



Rys. 4. Sprzężenie klapy ze slotem oraz podnoszenie klapy do składania skrzydeł w RWD-9

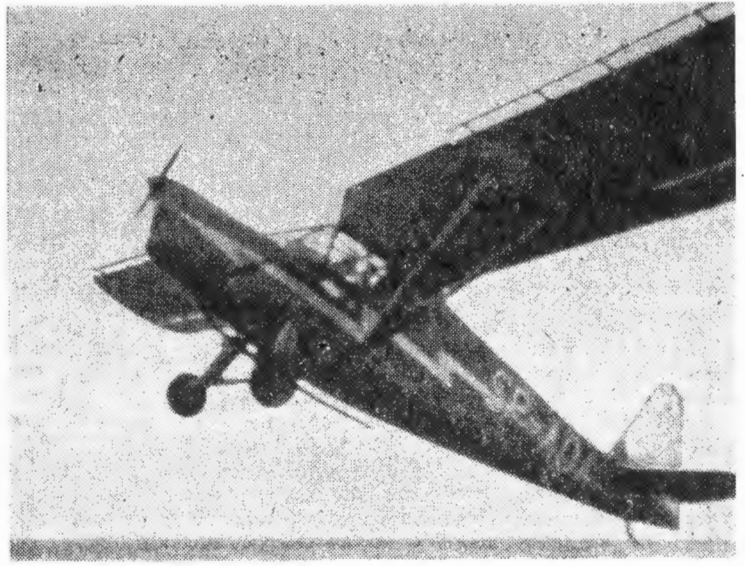


Rys. 5. Składanie skrzydeł samolotu RWD-9

osi obrotu klap oraz tor ruchu slotów, że siły aerodynamiczne otwierające sloty przy dużych kątach natarcia wychylały kłapy sprzężone mechanicznie ze slotami i jednocześnie wychylały obie lotki ku dołowi o kąt nieco mniejszy niż kłapy. Przy tym osiągnięciu kąta natarcia, przy którym rozpoczynało się otwieranie slotów i wychylanie klap, nie powodowało całkowitego ich skoku, ale stopniowe otwieranie się przez położenia równowagi w miarę wzrostu kąta natarcia. Dało to bardzo łagodne i równomierne otwieranie się slotów i klap bez szarpnięć i uderzeń. W celu uniknięcia niepożądanych otwarć slotów i klap, np. w locie w silnie burzliwej atmosferze, zastosowano blokowanie ich. Kłapy były szczelinowe typu wyżej opisanego. W czasie zawodów osiągnięto prędkość minimalną 54,14 km/h, co odpowiada $C_{z\ max} = 3,6$, z udziałem składowej pionowej ciągi śmigła. Dla osiągnięcia dużej skuteczności — kłapy zajmowały 56% długości skrzydła, natomiast lotka tylko 38%, resztę stanowił zaokrąglony koniec skrzydła bez powierzchni ruchomej. Ta mała długość lotki przy niezbyt dużej cięciwie (ok. $1/4$ cięciwy skrzydła) wymagała specjalnych środków dla zapewnienia dobrej sterowności poprzecznej (skuteczności lotek) zwłaszcza przy małych prędkościach. W locie ze slotami i kłapami nie wychylonymi zastosowane lotki szczelinowe (wyżej opisane) z różnicowością $+15^\circ/-25^\circ$ były całkowicie zadowalające, dając również niewielki moment zawiasowy w całym zakresie prędkości. Dla lotek nieszczelinowych utworzonych przez umieszczenie na zawiasie prosto odciętej tylnej części skrzydła stosowano jeszcze większą różnicowość, np. na samolocie RWD-5 wychylenie do dołu wynosiło 5° i do góry 25° , przy czym przy pełnym wychyleniu mechanizm napędu lotki przechodził poza martwy punkt i lotka wychylona w dół cofała się o ok. 1° , gdy wychylona do góry powiększała swe wychylenie o kilka stopni. Samolot RWD-9 w locie ze slotami i kłapami wychylonymi wykazywał zbyt małą skuteczność lotek. Dlatego mechanizmy klap w chwili ich wychylenia włączały działanie interceptorów umieszczonych tuż za slotami na końcach skrzydeł na ich górnej powierzchni. Przesunięcie krążka powodowało napinanie linki uruchamiającej interceptor od drążka pilota, która przy nie wychylonych kłapach luźno zwisała. W wyniku prób w locie dobrano wymiary interseptora, który początkowo przy rozpiętości ok.



Rys. 7. Samolot obserwacyjno-łącznikowy RWD-14 Czaplą



Rys. 6. Start trzymiejscowego samolotu turystycznego RWD-13

1 m wywoływał gwałtowny przechył samolotu rzędu kilkudziesięciu stopni.

Sprzęgnięcie slotów z kłapami i automatyczne otwieranie się umożliwiło wykorzystanie wszystkich możliwości samolotu przy załodze jednoosobowej, gdyż na RWD-6 załoga musiała być dwuosobowa i doskonale zgrana: pilot obsługiwał stery i dźwignie mocy (gazu) silnika, towarzysz — hamulce i kłapy. Pilot przy zahamowanych kołach i ściągniętym drążku sterowym (płozą ogonową mocno oparta o ziemię) zwiększał moc silnika aż do osiągnięcia pełnych obrotów. W tym momencie oddawał drążek od siebie dla uniesienia ogona do poziomego położenia samolotu, a jednocześnie towarzysz luzował hamulce. Samolot nabierał prędkości przy małych oporach aerodynamicznych na małym kącie natarcia i w chwili, gdy pilot ściągał drążek dla zwiększenia kąta natarcia i oderwania samolotu od ziemi, towarzysz nagłym pociągnięciem dźwigni opuszczał kłapy dla zwiększenia nośności i bardziej stromego wznoszenia. Na RWD-9 sprzęgnięte ze sobą sloty i kłapy otwierały się automatycznie w chwili zwiększenia kąta natarcia. Hamulce umieszczone na drążku sterowym obsługiwał również pilot.

Dla uzyskania krótkiego lądowania znad przeszkody (na zawodach bramki 8 m), dzięki podwoziu zdolnemu pochłoniąć znaczną ilość energii, można było zetknąć się z ziemią przy znacznej prędkości opadania (do 4 m/s) bez wyrównywania samolotu nad ziemią do lotu zbliżonego do poziomego. Niebezpieczne było silne hamowanie zaraz po zetknięciu się z ziemią, gdyż przy istniejącym wtedy krańcowym ugięciu podwozia odległość od śmigła do ziemi była niewielka i przyjęcie przez samolot położenia poziomegroziło zawadzeniem śmigłem o ziemię (zdarzyło się to raz w czasie zawodów, szczęśliwie ziemia była miękka, samolot poruszał się już wolno i tylko pozostał na ziemi ślad przecięcia metalową łopatą śmigła). Dla uniknięcia tego niebezpieczeństwa w późniejszych konstrukcjach projektowano podwozie z kołem przednim, podówczas jeszcze nie stosowane.

Osiągnięte wyniki (prędkość minimalna — 54 km/h, długość startu na 8-metrową bramkę — 76 m, lądowanie znad 8-metrowej bramki — 77 m) do tej pory nie zostały przewyższone przez samoloty tej klasy (obciążenie powierzchni — 50 kg/m², obciążenie mocy — 3,7 kg/kW, prędkość maksymalna — 280 km/h). Niewątpliwie wiele samolotów zawdzięczał doskonałemu silnikowi GR-760 konstrukcji inż. Stanisława Nowkuńskiego (215 kW, 3300 obr/min, reduktor 3:2, masa 155 kg, średnica 0,97 m, zużycie paliwa 325 g/kWh). Niestety, po przedwczesnej śmierci konstruktora w wypadku w Tatrach (1936 r.) silnik nie doczekał się produkcji seryjnej i dalszego rozwoju.

Zarówno samoloty RWD-6, jak i RWD-9 odznaczały się dość obszerną kabiną załogi, dobrym rozmieszczeniem przyrządów pokładowych i wszystkich dźwigni sterowniczych, bardzo dobrą widocznością we wszystkich stanach lotu, dzięki podcięciu skrzydeł przy kadłubie i oszkleniu sifitu kabiny.

Wielką pomocą w hangarowaniu w ograniczonym pomieszczeniu było proste i wygodne składanie skrzydeł. Dokonywało się tego przez ich obrót w swojej płaszczyz-

nie ku kadłubowi dokoła osi przechodzącej przez tylne okucie kadłubowe skrzydła i okucie kadłubowe zastrzałów. Należało tylko wyciągnąć przednie sworznie skrzydłowe przy kadłubie oraz podnieść kłapy skrzydłowe wraz z ich konsolami. Samoczynne otwarcie obu tych połączeń było niemożliwe dzięki zabezpieczeniu paskami skórzanymi na zatrzaskach. Linki napędu lotek i kłap przy składaniu skrzydeł luzowały się, a przy rozkładaniu napinały. Giętkie przewody benzyny biegnące ze zbiorników skrzydłowych i przewody elektryczne świateł pozycyjnych przechodzące obok osi obrotu nie utrudniały składania. Złożenie i rozłożenie skrzydeł przez dwóch ludzi trwało 44 sekundy.

Zwycięstwa samolotów RWD-6 i RWD-9 w międzynarodowych zawodach obsadzonych przez przodujące wytwórnie samolotów turystycznych udowodniły, że przewyższały one wszystkie współczesne im konstrukcje. Obecnie pod względem osiągnięć i właściwości lotnych i pilotażowych nie ustępowałyby dobrem, nowoczesnym samolotom turystycznym. Zmieniły się natomiast wymagania dotyczące trwałości, technologiczności, wyposażenia w środki łączności radiowej.

Samolot RWD-9, skonstruowany specjalnie na trudne zawody, był drogi, delikatny i dla wykorzystania jego możliwości wymagał pilota o dużych umiejętnościach. Dla przeciętnych pilotów turystycznych potrzebny był samolot mniej skomplikowany i tańszy. Zaprojektowano więc samolot RWD-13. Położono wielki nacisk na bezpieczeństwo lotu nawet przy popełnieniu przez pilota pewnych błędów: lotki szczelinowe chronione slotami ruchomymi na krawędzi natarcia skrzydła zapewniały sterowność poprzeczną samolotu nawet po przeciągnięciu i oderwaniu strug na przykładłubowych częściach skrzydeł nie zaopatrzonych w sloty. Dzięki temu podejście do lądowania mogło odbywać się z przepadaniem z prędkością bliską minimalnej, a duży skok podwozia z amortyzatorami olejowo-powietrznymi umożliwiał zetknięcie się z ziemią z dużą prędkością opadania bez wyrównania z niewielkim zmniejszeniem kąta schodzenia przez chwilowe zwiększenie mocy silnika („danie szprycy”) przed dotknięciem ziemi. Dla uproszczenia i potania samolotu oraz ułatwienia pilotażu poniechano stosowania kłap skrzydłowych, zastosowano przeszło dwukrotnie słabszy silnik PZInż. Major 95 kW. Oczywiście wszystkie osiągi spadły znacznie poniżej wyczynowych RWD-9, ale były jeszcze na dobrym poziomie. Pozostała wygodna obszerna trzyosobowa kabina, skasowano czwarte miejsce, przewidując więcej miejsca na cięższy bagaż. Zastosowanie silnika rzędowego z wiszącymi cylindrami poprawiło jeszcze widoczność do przodu. Sloty prawego i lewego skrzydła sprzęgnięto linkami, aby uniemożliwić niesymetryczne otwarcie w razie uszkodzenia mechanizmu.

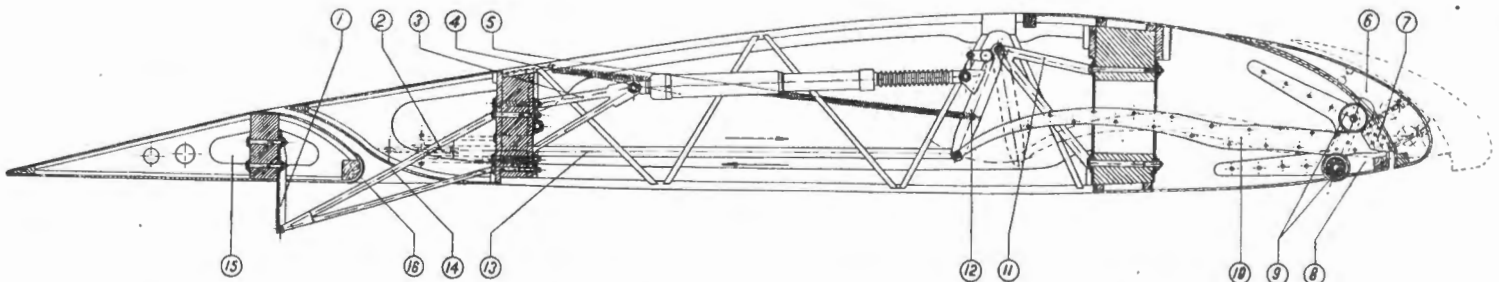
Na prototypie RWD-13 sloty były blokowane; zdarzyło się jednak, że pilot przy starcie z połowego lotniska zapomniał je odblokować, samolot oderwał się od ziemi po nabraniu nieco większej prędkości i po przedłużonym rozbiegu zaczął o druty telegraficzne na końcu pola. Uszkodzenie samolotu było niewielkie, ale uznano, że bezpieczniej będzie skasować urządzenia blokujące. Na RWD-6 zdarzyło się, że w czasie przestawiania statecznika poziomego dźwignia niesamohamowna wysliznęła się z ręki pilota (F. Żwirki), statecznik gwałtownie przesunął się do swego krańcowego położenia, wywołując gwałtowną zmianę kąta natarcia samolotu. Nie spowodowało to wypadku, ale przy niesprzyjających okolicznościach (lot z dużą prędkością lub w bliskości ziemi) mogło być przyczyną katastrofy. Od tego czasu stosowano tylko samohamowne mechanizmy przestawiania statecznika: pokręcana kółkiem ręcznym gwintowana tuleja przesuwająca umieszczoną w niej śrubę przestawiającą statecznik.

Samolot RWD-13 przy niezłej prędkości przelotowej (185 km/h), dość krótkim starcie i lądowaniu miał dobre wznoszenie (przy ziemi 3,8 m/s) i dobry pułap (4200 m), dzięki czemu w konkursie samolotów turystycznych rozgrywanym w Alpach w Szwajcarii w 1937 r. samoloty RWD-13 zajęły pierwsze, czwarte, szóste i siódme miejsce na 70 startujących. Odnaczał się przyjemnym, nie męczącym pilotażem, był przodującym samolotem turystycznym dla pilotów klubowych do niezbyt długich przelotów (do 700 km). W Polsce wykonano ponad 100 szt. tych samolotów, wykonywano je z licencji w Jugosławii, ok. 20 szt. sprzedano do Hiszpanii, Brazylii, Wenezueli, USA, Estonii, Austrii, Jemenu, Palestyny i Rumunii. Na świecie zyskał on opinię najbezpieczniejszego z ówczesnych samolotów. Te jego cechy spowodowały, że w 1937 i 1938 r. zbudowano kilkanaście sztuk RWD-13 w wersji sanitarnej zabierającej pilota, chorego na noszach i lekarza. Spopularyzowały one stosowanie samolotów sanitarnych w lecznictwie cywilnym, a były też stosowane w wojsku.

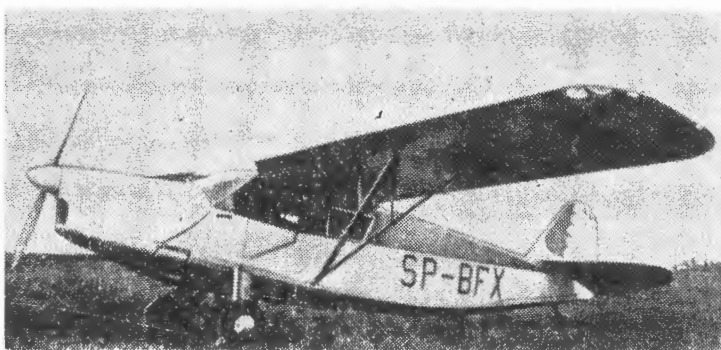
Bardzo podobne cechy miał samolot RWD-15, będący powiększeniem RWD-13. Miał on 5-osobową cabinę i silnik mocy 150 kW, bardziej komfortowe wykończenie (np. izolację dźwiękową). Przeznaczony głównie na eksport, był w klasie obecnych lekkich samolotów dyspozycyjnych. Jego prędkość przelotowa wynosiła ponad 200 km/h, a zasięg do 1000 km przy zmniejszonym ładunku handlowym.

Doświadczenia zdobyte na RWD-6 i RWD-9 zostały również wykorzystane do skonstruowania samolotu towarzyszącego (obserwacyjnego) RWD-14 odznaczającego się krótkim i stromym startem i lądowaniem oraz małą prędkością minimalną. Miał analogiczne podwozie o dużym skoku i analogiczne składanie skrzydeł.

Mechanizm slotów z RWD-9 znalazł zastosowanie na



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



Rys 9. Pięciomiejscowy samolot turystyczny RWD-15

RWD-13, -14 i -15, ale gdy na RWD-9 zbyt gwałtowne ruchy slotów były tłumione sprzęgnięciem z dużymi powierzchniami kłap, na RWD-14 i -15 ze względu na większe masy ruchome i brak kłap trzeba było zastosować tłumiki hydrauliczne, uniemożliwiające nagłe otwieranie się i zamykanie (klapanie) slotów przy gwałtownych dużych zmianach kąta natarcia, np. w bardzo burzliwej atmosferze.

Takie rozwiązania samolotów krótkiego startu i lądowania zostały zastosowane i dalej rozwinięte przez Lubelską Wytwórnię Samolotów, do której przekazano seryjną produkcję RWD-14 (wyprodukowano 65 szt.). Tam powstał samolot sanitarny LWS-2 i obserwacyjny LWS-3 Mewa. Również niemiecka fabryka skonstruowała samolot o podobnej charakterystyce Fieseler Fi-156 Storch.

KARDYMOWICZ A.: The DC-10 affair (II). TLIa, Vol. XXXV, 1980, No. 7, p. 5

The course of the DC-10 airplane crash, which took place in Chicago on 25th May 1979 and its technical and pilotage reasons have been described. The story of that airplane inefficiencies which had occurred previously and chronological description of measures undertaken and intended to prevent further similar accidents have also been given. Other accidents of the DC-10 airplanes and other cases of airplane certificates suspension in the USA have been mentioned as well.

STASZEK J.: The Canard Versus Conventional Tail Arrangement. TLIa, vol. XXXV, 1980, No. 7, p. 8

The magnitudes of lift and drag coefficients were measured for a single wing and for a wing with the tail in the conventional and canard arrangement.

MALIŃSKI E.: Electronic-optical systems of projection indications (HUD) (II). TLIa, vol. XXXV, 1980, No. 7, p. 24

The second part of the article contains description of the system design and functions if its particular assemblies, discussion of the main problems of its technical realization, examples of possible conjunctions with an input data source depending on specific tasks and available calculating means for the data transmission. Examples of selective indications of data for navigation and flight control have been presented.

GLASS A.: Helicopter crane works performed by INSTAL. TLIa, vol. XXXV, 1980, No. 7, p. 29

A development of the Helicopter Base of INSTAL in Nasielsk, the main kinds of works performed by the crane helicopters from INSTAL and achievements the enterprise have been gaining up to the present have been described.

SANDAUER J.: Simple model of dynamical use of vertical air currents by a glider. TLIa, vol. XXXV, 1980, No. 7, p. 31

The article explains the reason of an energy increase improving economy of a glider cross-country flight in „dolphin style” flight.

DULEBA L.: The contribution of the RWD in the aircraft design development. The short-take-off and landing aircrafts (III). TLIa, vol. XXXV, 1980, No. 7, p. 35

The 1931-1939 RWD program for building safe aircraft designed to land on small aerodromes, realised at present through the STOL airplanes development, have been presented. The methods for obtaining the STOL properties for the airplanes RWD-6, RWD-9, RWD-13, RWD-14 and RWD-15 have been described.

KARDYMOWICZ A.: Der Fall DC-10 (II). TLIa, 35. Jhrg., 1980, Nr 7, S. 5

Der Verlauf des Flugzeugabsturzes von DC-10 am 25.5.1979 in Chicago sowie seine technischen und navigatorischen Ursachen werden in dem Aufsatz behandelt. Ausserdem wird die Geschichte der vorangehenden Fehler am Flugzeug sowie die Chronologie der unternommenen Schutzvorkehrungen zur Vermeidung von weiteren ähnlichen Katastrophen erörtert. Weiterhin werden andere Unfälle mit DC-10-Flugzeugen sowie die vorgekommene Entziehung der Musterzulassung erwähnt.

STASZEK J.: Die Ente und das konventionelle Flugzeug. TLIa, 35. Jhrg., 1980, Nr. 7, S. 8

Die Bestimmung des Beiwertbereiches für die Tragkraft und den Widerstand des Flügels sowie für einen Flügel mit Leitwerk in Entenanordnung im Vergleich mit der konventionellen Anordnung wird in dem vorliegenden Aufsatz behandelt.

MALIŃSKI E.: Elektronisch-optische Systeme der Projektionsanzeigen (HUD) (II). TLIa, 35. Jhrg., 1980, Nr 7, S. 24

Im zweiten Teil des Aufsatzes werden der Aufbau des Systems und die Funktion der Systemglieder sowie die Hauptprobleme der technischen Verwirklichung erörtert, wie auch Beispiele der möglichen Verbindungen mit den Quellen der Eingangsinformation in Abhängigkeit von bestimmten Aufgaben und den zur Verfügung stehenden Mitteln zum Ausrechnen und Weiterleitung der Daten angeführt. Es werden auch Beispiele für die selektive Darstellung der Daten für die Navigation und Flugkontrolle angegeben.

GLASS A.: Von INSTAL ausgeführte Hubschrauber-Kranarbeiten. TLIa, 35. Jhrg., 1980, Nr. 7, S. 29

Es werden die Entwicklung der INSTAL-Hubschrauberbasis in Nasielsk und die durch die Kranhubschrauber ausgeführten Arbeiten sowie die bisherigen Errungenschaften des Betriebs dargestellt.

SANDAUER J.: Einfaches Modell der dynamischen Ausnutzung von Aufwinden durch das Segelflugzeug. TLIa, 35. Jhrg., 1980, Nr. 7, S. 31

In dem Beitrag wird die Ursache des Energiezuwachses geklärt, der zur besseren Ausnutzung von Aufwindfeldern im dynamischen Delphinflug beiträgt.

DULEBA L.: RWD-Beitrag zu der Flugzeug-Konstruktionsentwicklung. Flugzeuge mit kurzer Start — und Landstrecke (III). TLIa, 35. Jhrg., 1980, Nr. 7, S. 35

In dem Beitrag wird das aus den Jahren 1931-1939 stammende Bauprogramm von sicheren und zur Landung auf kleinen Flugplätzen vorgesehenen Maschinen behandelt, das heute in der STOL-Reihe verwirklicht wird. Es werden Methoden dargestellt, die zum Erreichen der STOL-Eigenschaften an Flugzeugen RWD-6, RWD-9, RWD-13, RWD-14 und RWD-15 führten.

КАРДЫМОВИЧ А. Дело самолета ДС-10 (II) TLIa, т. 35, 1980 г. № 7, стр. 5

Описана катастрофа самолета ДС-10, которая случилась 25 мая 1979 г. в Чикаго, её технические и летные причины. Приводится история прежних неисправностей самолета, а также хронология действий, чтобы предупредить подобные происшествия в будущем. Дается также перечень других происшествий самолетов ДС-10, а также другие случаи воздержания сертификатов самолетов в США.

СТАШЕК Я.: Самолет «утка» и самолет нормальной схемы. TLIa, Т. XXXV, 1980, № 7, стр. 8

Указан диапазон коэффициентов подъемной силы и сопротивления отдельного крыла и крыла с оперением для схемы «утка» по сравнению с обыкновенной схемой.

МАЛИНЬСКИ Е.: Оптико-электронные системы проекционных указателей (НПП). TLIa, г. XXXV 1980, № 7, стр. 24

Во II части статьи описана компоновка системы и работа её элементов, описаны главные технические проблемы связанные с её постройкой, даны примеры возможных соединений с источником вводимой информации в зависимости от заданий и располагаемых средств обработки передаваемых данных. Представлены примеры селективной индикации данных для самолетовождения и контроля полёта.

ГЛАСС А.: Вертолетные работы предприятия ИНСТАЛЬ в области переноса грузов. TLIa, Т. XXXV, 1980, № 7, стр. 29

Указано развитие Вертолетной Базы предприятия ИНСТАЛЬ в г. Насельск, основные виды работ, выполняемых вертолетами-кранами предприятия, а также достижения этого предприятия.

САНДАУЭР Ю.: Простая модель динамического использования воздушных течений при полете планера. TLIa, Т. XXXV, 1980, № 7, стр. 31

Статья поясняет причину прироста энергии, позволяющей экономно планерного перелёта методом дельфинирования.

ДУЛЕБА Л.: Достижения завода РВД в области развития конструкции самолета. Самолеты короткого взлёта и посадки (III). TLIa, Т. XXXV, 1980, № 7, стр. 35

Представлена программа РВД, разработки в 1931-1939 г. самолетов с коротким взлётом и посадкой и повышенной безопасностью которые сегодня строятся как самолеты КВП. Описаны методы короткого взлёта и посадки, примененные в самолетах РВД-6, РВД-9, РВД-13, РВД-14 и РВД-15



cd. ze s. 18

jest nieprawdziwa i stanowi niepoważną fantazję.

— Do Chin dostarczono tylko kilkanaście samolotów Ła-9. W 1953 r. tych samolotów już nie używano, zresztą wojna koreańska w tymże roku zakończyła się, a nie rozpoczęła. Brakuje informacji o użyciu ok. 40 samolotów Ła-9 i Ła-11 przez lotnictwo rumuńskie.

— W opisie malowania autor nie wymienia koloru szarego, stosowanego na Ła-5 i niebieskozielonego na Ła-7. Ła-9 i Ła-11 często malowano na kolory ochronne, a nie pozostawiano w kolorze naturalnym.

— Czytelnikowi należy się wyjaśnienie kim był Gorowiec, który zginął na Ła-5.

Pilot ten w jednym locie bojowym 6.07.1943 r. zestrzelił 9 Ju-87.

— Kolorystyka pokazana na planszach jest często wątpliwa. Np. Ła-5FN Kożeduba malowano w dwóch odcieniach szarości, a na bokach kadłuba znajdowały się napisy (widoczne na zamieszczonym zdjęciu). Numer na kadłubie miał inny kształt i czerwoną obwódkę. Na rysunku samolotu Ła-7 Kożeduba zgubiono chłodnicę na jednym z rzutów. Gwiazdy z lat 1944-1945 powinny mieć dodatkową czerwoną obwódkę.

— Wiele błędów można znaleźć w tabelce danych technicznych. Np. ŁaGG-1 ma masę startową jak ŁaGG-3, a ten natomiast masę własną jak I-22. W wielu punktach tabela ta nie pokrywa się z analogiczną tabelką zamieszczoną na str. 210 książki Szawrowa „Historia konstrukcji sa-

moletow”. Także przeliczenia KM na kW podane w tekście są wielokrotnie błędne.

— Nie są wolne od błędów ilustracje w tekście. Na str. 3 górne zdjęcie przedstawia Ła-5, a nie Ła-7, dolne natomiast ma przedstawiać drugi prototyp ŁaGG-1 (w tekście nie ma wzmianki o liczbie prototypów), a w rzeczywistości jest to ŁaGG-3.

— Na str. 6 brak sylwetek Ła-5UTI i drugiej wersji Ła-7UTI. Silniki pod skrzydłami Ła-9 powinny mieć kształt cygara (jak na zdjęciu). Obrysy sylwetek Ła-9 i Ła-11 są błędne, a także różnią się nie tymi szczegółami, co w rzeczywistości. Rys. na str. 11 przedstawia Ła-5FN, a nie Ła-7. Ilustracja na dole str. 15 jest rysunkiem.

W sumie szkoda, że ciekawy temat został potraktowany tak niestarannie.

K.C.

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA

Adres dla korespondencji:

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

Siedziba Redakcji:

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: Wczoraj i jutro samolotów dla aeroklubu	1
Z KRAJU, ZE ŚWIATA	2
STATYSTYKA LOTNICZA: Ceny samolotów rolniczych, śmigłowców, szybowców i motoszybowców	4
Sprawa DC-10 (II)	5
J. Staszek: Kaczka a samolot konwencjonalny	8
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Analiza wpływu parametrów konstrukcyjnych na właściwości samolotu w korkociągu (II)	14
KSIĄŻKI LOTNICZE	18
KARTOTEKA TLiA: Jakowlew Jak-42 — ZSRR	19
Monnett Monerai S — USA	21
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Fotografia lotnicza (I)	23
E. Maliński: Elektroniczno-optyczne systemy wskazań projekcyjnych (HUD) (II)	24
A. Glass: Śmigłowcowe prace dźwigowe INSTAL-u	29
J. Sandauer: Prosty model dynamicznego wykorzystywania pionowych prądów powietrza przez szybowiec	31
PROJEKTY: Lockheed L-400 Twin Hercules — USA	32
PROTOTYPY: Edgley Optica — W. Brytania	33
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK	33
NOWOŚCI TECHNICZNE: Maszyna do wytwarzania części z laminatu	34
Nowe silniki śmigłowe Pratt Whitney of Canada	34
Nowy skafander dla astronautów	34
L. Dułęba: Wkład RWD w rozwój konstrukcji samolotu. Samoloty krótkiego startu i lądowania (III) (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	35
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	III

Na okładce: Śmigłowce Mi-8 — rys. K. Cieślak



SIGMA

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

Redaktor naczelny:
mgr inż. Andrzej Kaczka

Sekretarz Redakcji:

Emilia Łazarewicz

Redaktorzy działowi:

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

Rada Programowa:

mgr inż. M. Augustynowicz, mgr inż. A. Glass, dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. J. Grzegorzewski, mgr inż. F. Gwiżdż, dr inż. B. Jancelewicz, mgr inż. E. Kołodziński, dr inż. T. Kostia, mgr inż. J. Kowalczyk, mgr inż. T. Królikiewicz (przewodniczący), mgr inż. R. Legięcki, mgr inż. A. Misiorek, mgr Z. Pawlak, inż. R. Woliński.

KARDYMOWICZ A.: Sprawa DC-10 (II). TLiA, t. XXXV, 1980, nr 7, s. 5

Opisano przebieg wypadku samolotu DC-10, który miał miejsce 25.5.1979 r. w Chicago, oraz jego przyczyny techniczne i pilotażowe. Podano historię poprzednich niesprawności samolotu oraz chronologię działań mających uchronić przed dalszymi podobnymi wypadkami. Wymieniono również inne wypadki samolotów DC-10 oraz inne przypadki zawieszenia certyfikatów samolotów w USA.

STASZEK J.: Kaczka a samolot konwencjonalny. TLiA, t. XXXV, 1980, nr 7, s. 8

Określono zakres współczynników siły nośnej i oporu samego skrzydła oraz skrzydła wraz z usterzeniem dla układu kaczki w porównaniu z układem konwencjonalnym.

MALIŃSKI E.: Elektroniczno-optyczne systemy wskazań projekcyjnych (HUD) (II). TLiA, t. XXXV, 1980, nr 7, s. 24

W cz. II artykułu opisano budowę systemu i funkcje jego zespołów, omówiono główne problemy technicznej realizacji, podano przykłady możliwych połączeń ze źródłami informacji wejściowej w zależności od określonych zadań i dysponowanych środków do obliczania i transmisji danych. Przedstawiono przykłady selektywnych wskazań danych dla nawigacji i kontroli lotu.

GLASS A.: Śmigłowcowe prace dźwigowe INSTAL-u. TLiA, t. XXXV, 1980, nr 7, s. 29

Przedstawiono rozwój Bazy Śmigłowcowej INSTAL-u w Nasielsku, zasadnicze rodzaje prac wykonywanych przez śmigłowcowe dźwigowe INSTAL-u oraz dotychczasowy dorobek przedsiębiorstwa.

SANDAUER J.: Prosty model dynamicznego wykorzystywania pionowych prądów powietrza przez szybowiec. TLiA, t. XXXV, 1980, nr 7, s. 31

Artykuł wyjaśnia przyczynę przyrostu energii poprawiającej ekonomię przelotu szybowcowego za pomocą delfinowania.

DULEBA L.: Wkład RWD w rozwój konstrukcji samolotu. Samoloty krótkiego startu i lądowania (III). TLiA, t. XXXV, 1980, nr 7, s. 35

Przedstawiono program RWD z lat 1931÷÷1939 budowy samolotów bezpiecznych i przeznaczonych do lądowania na małych lotniskach, który dziś jest realizowany przez budowę samolotów kategorii STOL. Opisano metody uzyskiwania właściwości STOL na samolotach RWD-6, RWD-9, RWD-13, RWD-14 i RWD-15.

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakład nr 1. W-wa. Zam. 13-688/80. Nakład 5500 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 70 g. O-70.

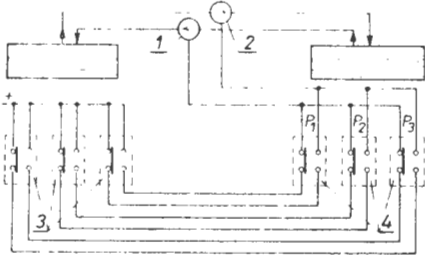
Cena pojedynczego egz. zł 25,—

Prenumerata roczna zł 300,—

INDEKS 37909

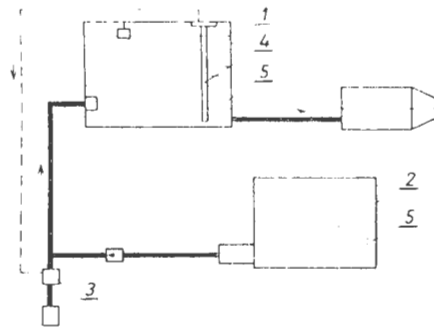
Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Mielec zgłosiła do ochrony przemysłowej w Urzędzie Patentowym PRL:

● Wynalazek Andrzeja Noska pt. Układ automatycznej regulacji skokowej równomiernego wypracowywania się paliwa z dwóch grup zbiorników paliwa. Zgłoszenia dokonano 17.11.1977 r., opublikowano w BUP nr 21/1978 r., w klasie B 64 D, pod nr P.202331.



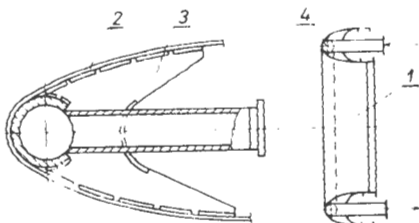
Układ, będący przedmiotem wynalazku, charakteryzuje się tym, że do sterowania clementami wykonawczymi układu 1, 2 ma mikrowyłączniki 3, 4 zabudowane wewnątrz pływaków (P_1 , P_2 i P_3) paliwomierza.

● Układ zasilania samolotu paliwem, zwłaszcza samolotów lekkich. Wynalazek E. Lisa dotyczy samolotów posiadających zbiornik główny 1 oraz zbiorniki dodatkowe 2 i charakteryzuje się tym, że clementem sterującym elektrozaworem odcinającym 3 jest podajnik paliwomierza 4, stosowany do pomiaru stanu paliwa 5 w zbiorniku 1.



Wynalazek — który zgłoszono z 2 zastrzeżeniami w marcu 1977 r. — opublikowano w BUP nr 2/78 r., w podklasie B64 D, pod nr P.196638 T.

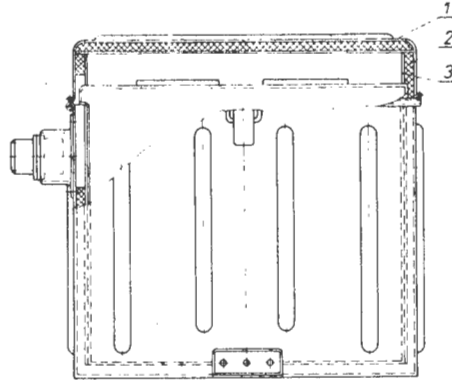
● Chłodnica powietrza odprowadzanego do kabiny z silnika odrzutowego statków powietrznych. Chłodnica, będąca równocześnie wlotem powietrza do silnika — wg wynalazku S. Wójtowicza i Z. Szczecińskiego — ma kolektor 4 ściśle przylegający



do krawędzi płaszcza chłodnicy 1 i 2, żeberka 3 na obwodzie oraz płaszczy z wywiniętymi półkami.

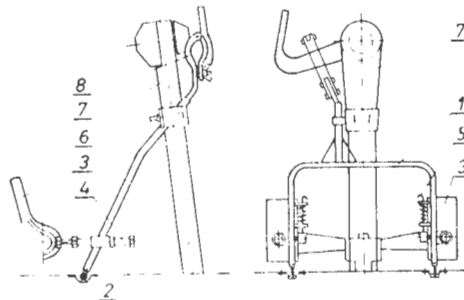
Wynalazek, zgłoszony i opublikowany jw., umieszczono w podklasie F 28 D, pod nr P.197061 T.

● Pojemnik akumulatora. Pojemnik wg wzoru użytkowego H. Kędziora i T. Bulińskiego, służy zwłaszcza do transportu lotniczego. Ma on ścianki wewnętrzne wyłożone warstwą tworzywa 1, pokrytego tkaniną szklaną 2 z żywicą epoksydową 3.



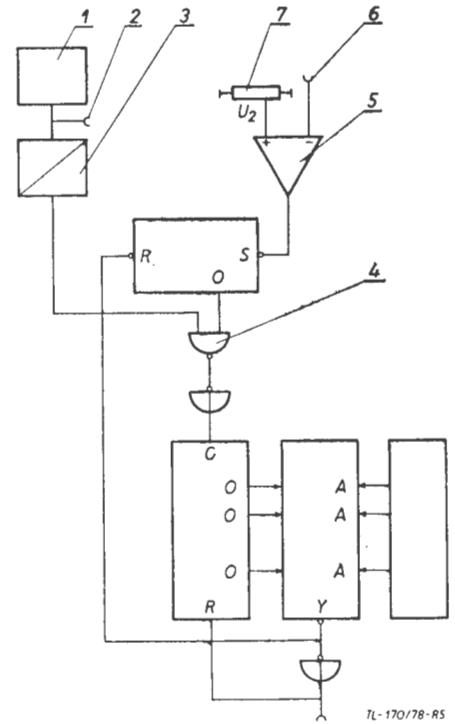
Wzór użytkowy zgłoszony i opublikowany jw., został zaliczony do podklasy H01 M, pod nr W.57309.

● Urządzenie do blokowania sterownicy nożnej z wolantem sterownicy ręcznej. Urządzenie to jest przedmiotem wzoru użytkowego projektu M. Bagniaka, z przeznaczeniem zwłaszcza do samolotów rolniczych. Urządzenie ma ramę 1 mocowaną zaczepem 2 w podłodze samolotu i obejmującą sterownicę nożną 3, która ma regulowaną blokadę 4 pedałów, blokowaną obrotem w ramie sworzniami 5. Do ramy zamocowany jest drążek z uchwytem 6 na sterownicę 7. Na końcu drążka zamocowany jest uchwyt 8 wolanta, który unieruchamia równocześnie lotki i stery poziome.



Wzór użytkowy — zgłoszony do ochrony w kwietniu 1977 r. — opublikowano w BUP nr 2/78 r., w podklasie B64 C, pod nr W.57319.

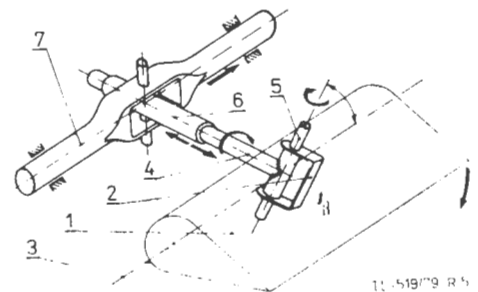
● Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Mielec zgłosiła do opatentowania układ do wyzwalania generatora podstawy czasu oscyloskopu katodowego (projektu J. Drozda), stosowany do indykowania tłokowych silników spalinowych.



Układ zawiera dajnik impulsów znaków katowych 1, połączony z wejściem układu znakowania 2 i ze stopniem formującym 3, którego wyjście połączone jest z jednym z wejść bramki NAND 4. Do wejścia komparatora napięciowego 5 podłączone jest wejście sygnału przebiegu indykowanego 6 oraz potencjometr wartości zadanej 7.

Wynalazek, zgłoszony 4.3.1976 r., został opublikowany w BUP nr 21/1977 r. w podklasie G01 R, pod nr P. 187748.

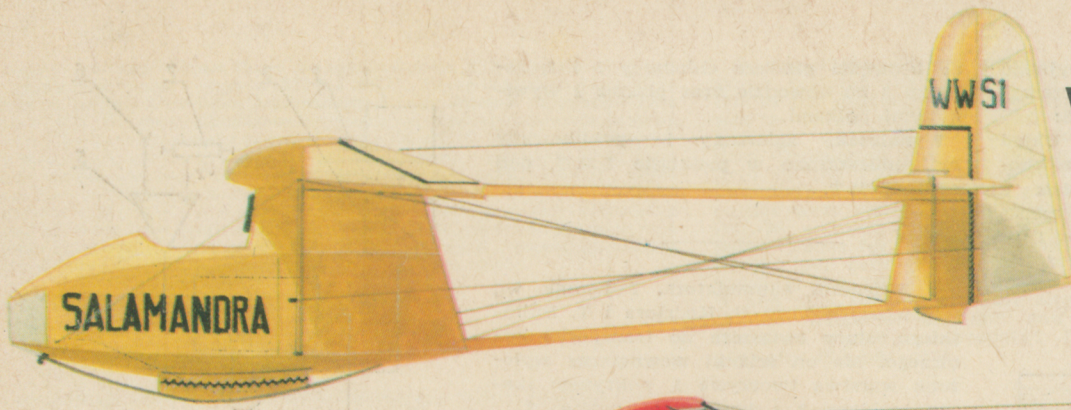
● Przedsiębiorstwo Doświadczalno-Produkcyjne Szybownictwa PZL-Bielsko zgłosiło do opatentowania wynalazek W. Zakar-musa, M. Mikuszewskiego i R. Zatar-nickiego pt. Układ sterowania powierzchnią sterową w płatowcu. Wynalazek rozwiązuje zagadnienie uproszczenia konstrukcji z jednoczesnym zmniejszeniem jej wymiarów i ciężaru.



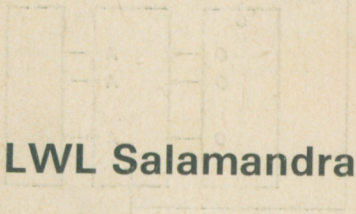
Układ sterowania według wynalazku, w którym lotka 1 z zamocowanym do niej jarzmem 2 jest połączona z dźwignią 4 o kształcie litery T, ukośnym do osi obrotu 3 sworzniem 5 charakteryzuje się tym, że środkowe ramię dźwigni 4 jest osadzone obrotowo-posuwicie w tulei teleskopowej 6 połączonej wahliwie z napędzającym popychaczem 7.

Zgłoszenie wynalazku (chronionego czelema zastrzeżeniami) zamieszczono w BUP nr 10/1979 r., w klasie B 64 B, pod nr P.206401 T.

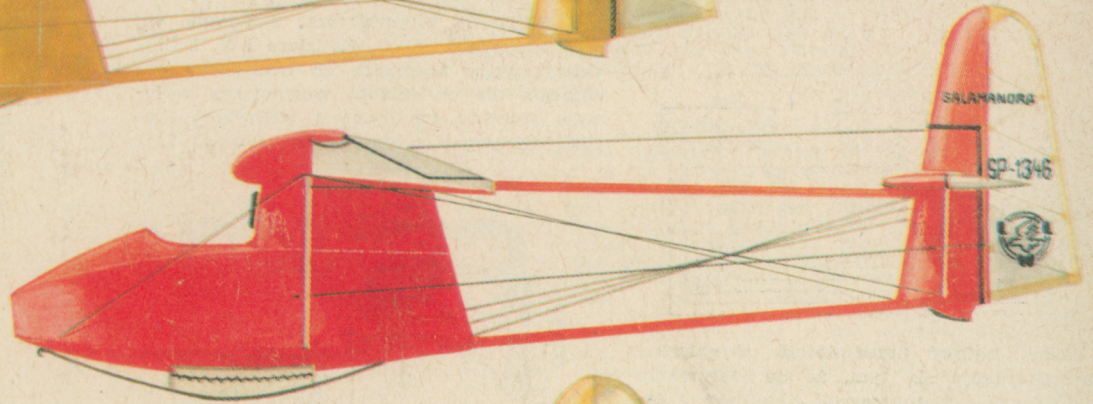
Salamandra



WWS-1 Salamandra

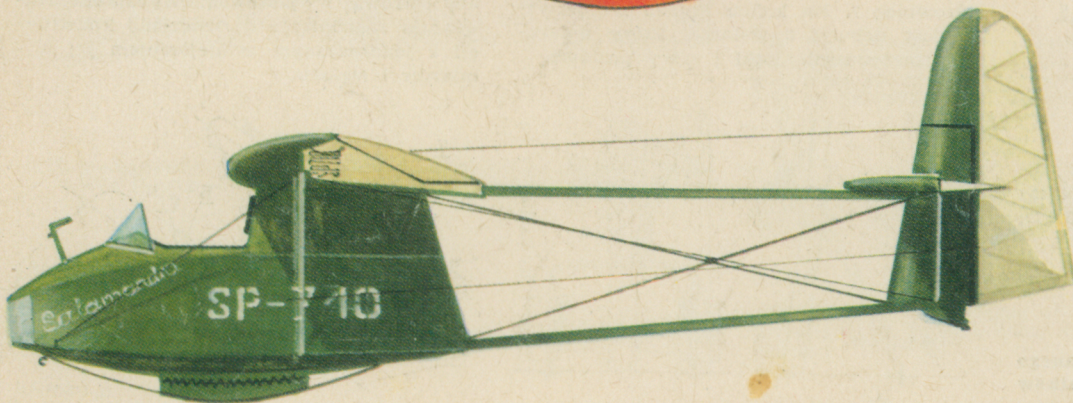
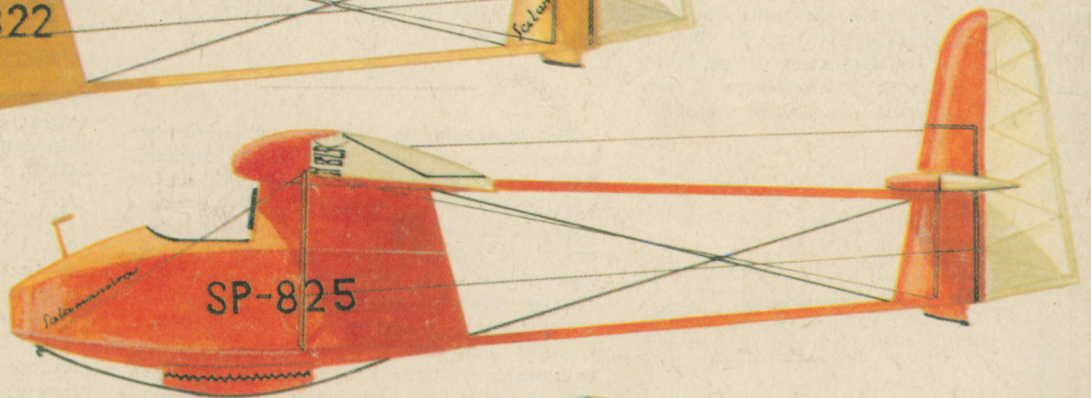


LWL Salamandra



IS-A Salamandra

Salamandra 49



Salamandra 53

Salamandra 53A

