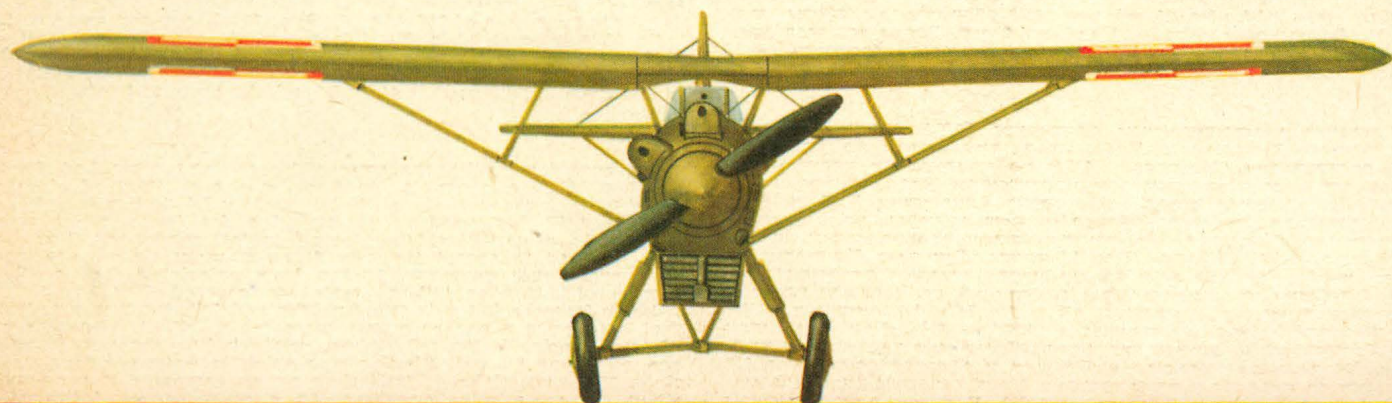
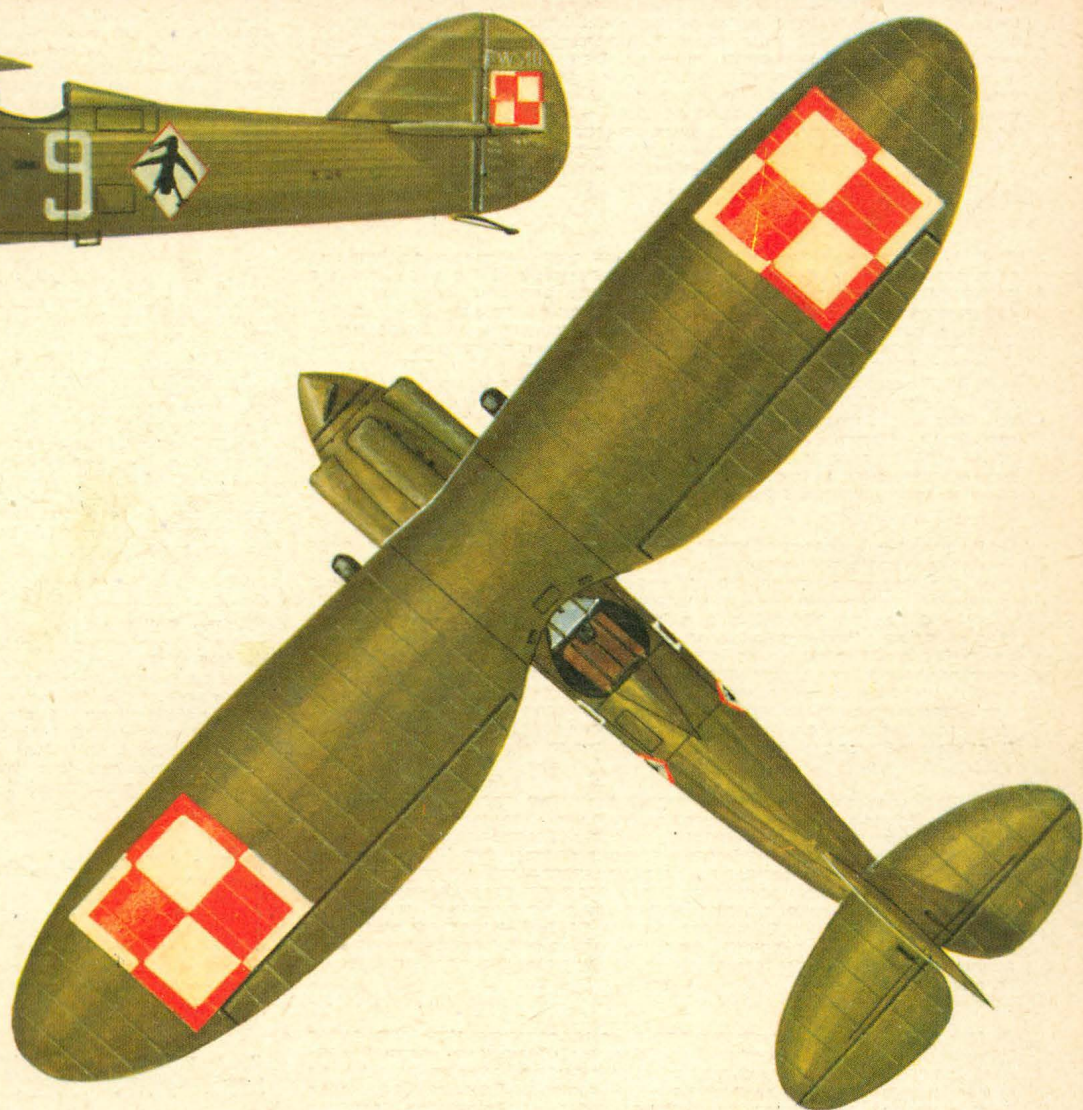
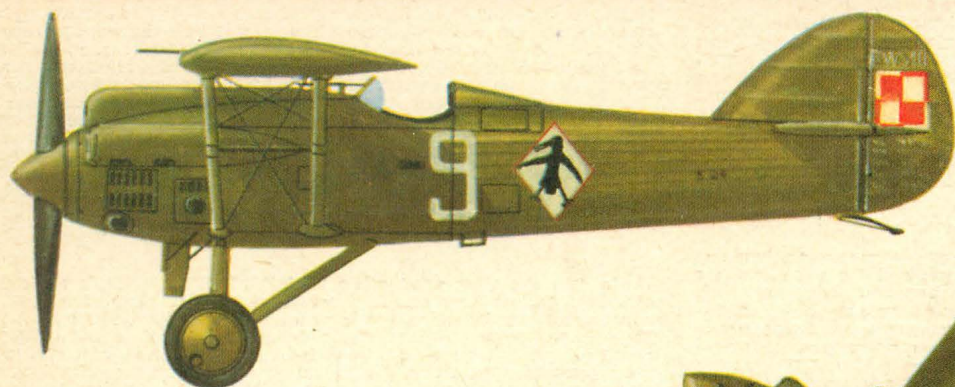


TECHNIKA

11'78

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



Cena zł 20,-
ISSN 0040-1145



● Празднующие свое 40-летие завод ВСК ПЗЛ Мелец, крупнейший в Польше изготовитель самолетов, после Второй Мировой Войны выпустил 20 типов самолетов, в общем количестве 10 тыс. штук. Первым самолетом являлся учебно-связной самолет PZL-SI построенный в 1945 году. Рекорд продажи завоевал Ан-2, который строился в количестве многих тысяч экземпляров. За последнее время развивается экспорт польских учебно-боевых самолетов TS-11 Искра, которые уже купила военная авиация Индии. Запросы других потенциальных покупателей об условиях поставок этого самолета свидетельствуют о постоянном большом интересе.

● Польская авиапромышленность расширяющая в течение последних лет свою продукцию, приступила также к разработке новых типов радионавигационной аппаратуры, выполняющей более высокие технико-экономические требования. По инициативе Института Авиации и Завода Радиооборудования РАИДМОР, завод при содействии с авиапромышленностью разработал польский автоматический радиокompас. Институт Авиации разработал антенну и исполнительную систему. Радмор — приемную часть и концепцию всего комплекта. Новый радиокompас отличается высокими техническими свойствами и незначительной массой. Основные технические данные ARL-1601: диапазон рабочих частот 200—1750 кГц, время подготовки к работе — 15 сек, точность указаний частоты — 1 кГц, время переключения на другую частоту — 1 сек, точность пеленга в диапазоне напряженности поля — 3, масса комплекта без проводов — 5 кг, габариты 168 × 340 × 340.

● В 1977 году первые серийные экземпляры сельскохозяйственных самолетов ПЗЛ-106А Крук начали работу. Положительные результаты испытаний позволили использовать самолеты на авиахимработах в Африке, где самолет подтвердил свою пригодность в условиях сурового тропического климата и на Кубе (мокрый тропический климат). Первые самолеты купила сельхозавиация ВНР, 10 было поставлено в августе т.г. в ГДР, кроме того ГДР заказала дальнейшие 10 штук в 1979 г. Самолеты купила также НРБ. Уже подписанные контракты являются только началом завершения многих переговоров. Научно-Производственный Центр Легких Самолетов строит также самолеты ПЗЛ-104 Вильга и ПЗЛ-110 Колибер — решающим фактором для выполнения принятых обязанностей является подготовка Завода к увеличенной продукции и сервису.

● В польской сельскохозяйственной авиации наблюдается значительное повышение уровня безопасности полетов. Об этом свидетельствует статистика, которая указывает, что в 1968 г. летное происшествие случилось в среднем 1 раз на 556 часов полета, в 1977 — 1 раз на 2272 часа, а в 1977 — 1 раз на 5525 часов, около 10 раз реже. Это стало возможным из-за значительного роста квалификации летающего персонала, являющегося результатом постоянных курсов повышающих профессиональные квалификации пилотов и механиков. Были организованы также курсы для управляющего персонала — начальников баз и технических начальников для авиагрупп выполняющих работы за рубежом. В общем обучалось 400 человек персонала.

● В Варшаве закончилась постройка нового здания Астрономического Центра Польской Академии Наук. Здание было построено при участии и финансовой помощи Государственной Научной Фундации США. Кубатура здания составляет 20 тыс. кубометров. Центр специализируется в исследовании эволюции звезд и релятивистической астрофизики. Польская астрофизика имеет значительное участие в международных теоретических и модельных исследованиях. В центре будут разрабатываться материалы полученные как результаты исследований проведенных при помощи советских и американских искусственных спутников Земли.

● Первым в мире конструктором «мотодельтоплана» является инженер Колецки, живущий в Швеции. Двигатель разработанный конструктором находится на мотораме, установленной на спине пилота. Пуск двигателя — веревкой. При взлете пилот бежит несколько метров до отрыва от земли. Двигатель получил шведский патент № 1601161-8 в 1976 г. Это двухтактный двигатель мощностью в (11,8 кВт (15 лс) при 10000 обор/мин и степени сжатия 10. Объем двигателя — 2 дм³ или 4 гм³. Запас топлива хватает на 30 или 60 минут полета. Минимальная скорость — 25 км/час, оптимальная — 40 км/час, скороподъемность 1 м/сек.

● Согласно компромиссным решениям IATA (Международная Организация Воздушного Транспорта) принятыми на конгрессе этой организации (Монреаль 1978) по сниженным тарифам на международные перевозки для предприятий стран являющихся конечными точками рейса — Польские Авиалинии JET получили разрешение применять более низкие тарифы, по причинам конкуренции были приняты также другим предприятием на линии Варшара — Нью-Йорк — Пан Америкэн Эйрлайнс. Снижение тарифов проведено для повышения использования пассажирских мест. Прибыли от эксплуатации авиалиний начинаются при использовании мест в самолетах не ниже 50%. На линии в США использование мест составляет — JET — 61%, Пан Америкэн 58%. Каждый добавочный пассажир обозначает увеличение прибыли. Новая цена перелета в Польшу и обратно составляла 386 долларов за перелет в одну сторону. Цена перелета уплачиваемого в польских злотых составляет 13862. В связи с понижением тарифов в США трудно приобрести билеты на перелеты самолетами JET-а в Польшу.

● Since the end of World War II the largest Polish aircraft company WSK-PZL Mielec, celebrating its 40 years anniversary this month, has produced 20 types of aircraft, with the total production running up to 10000. The first type to be manufactured was the training-liaison aircraft PZL-SI, designed in 1945. The sales record was established by An-2 of which several thousands were built. More recently the export of trainer/combat aircraft TS-11 Iskra is expanding. The aircraft has been ordered by the Indian Airforce, and delivery enquires from other potential customers are an indication of the aroused interest.

● The Polish aircraft industry, diversifying over past years its activities by putting new aircraft types into production, is now also engaging in the development of new radionavigational equipment of higher technical and economical standards. From the initiative of the Aviation Institute and radioelectronic firm RAD-MOR, the latter has in cooperation with the aircraft industry undertaken the construction of the first Polish automatic direction finder. The Aviation Institute has devised the directional aerial and the aligning system, while RADMOR has designed the receiver and worked out the general concept of the complete operating unit. The new radiocompass ARL-1601 features good technical and operational characteristics, as well as low mass facilitated by miniaturization. Basic technical data for ARL-1601: working frequency range — 200—1750 kcs, set up time — 15 s, frequency indication accuracy — 1 kcs, frequency switch time — 1 s, bearing accuracy in the field intensity range — 3, unit weight without cables — 5 kg, dimensions 158×68×340 mm.

● In 1977 the first production models of PZL-106 Kruk agricultural aircraft began operation. Successful trials have led to their subsequent application for agrotechnical tasks in Africa. There they have proved fully viable in dry tropical weather. Similar positive results were obtained in humid tropical climate, during trial operation in Cuba. Operating qualities have made it possible for the factory to present a sales offer. The first two Kruks were purchased by Hungary, another ten were supplied to GDR, which has ordered 19 more for 1979. The Kruks are also being delivered to Bulgaria. These are only the first finalized transactions. According to the magazine of the Research and Production Centrum of Light Aircraft (the same company produces besides Kruk also PZL-104 Wilga and PZL-110 Koliber) „Skrydla” preparin the factory for increased production and ensuring adequate customer service will be the crucial problems in carrying out contract deliveries.

● The Polish agricultural aviation has greatly improved its safety record. In 1968 one accident occurred for every 556 flight hours. In 1972 there was one accident per 2272 hours and in 1977 only one per 5525 hours. This means that the accident rate decreased almost ten times. This improvement has been made possible by raising the qualifications of aircrews and groundpersonnel through continuous specialized training courses. Potential candidates for base managers and technical chiefs for operations abroad also underwent instruction. The training courses had a wide participation; over 400 people attended them.

● The Astronomical Centrum of the Polish Academy of Sciences has received a new building. The building has been erected in cooperation and with the financial aid of USA National Research Foundation. It has a cubature of 20 thous. m³. The centrum will specialize in research on star evolution and relativistic astrophysics. Polish astrophysics has made great contributions over the past years to international research on theoretical models. The Centrum will process data obtained from American and Soviet satellites.

● A Polish engineer, living in Sweden, Mr. Kołeccki is the constructor of world's first motokite. To start the engine the starter-line is pulled, and after that the propeller speed is adjusted through a lever. The pilot must run for about 20 meters before take off. The two-stroke engine with volume 2 dm³ or 4 dm³, developing a power of 11.2 kW (15HP) at 10 000 rpm and compression ratio 10 has received a Swedish patent. The fuel supply allows a 30 minut flight with engine volume 2 dm³ and a 60 minut flight with volume 4 dm³. The minimum speed of the moto-kite is 25 km/h; optimum speed is 40 km/h and climb rate is 1 m/s.

● In accordance with the compromise settlement reached during the 1978 IATA congress in Montreal on the question of airticket price reduction for airlines of the country of destination, Polish Airlines LOT has received confirmation for lower flight rates. To remain competitive, the second major carrier on this line Pan Am had to accept the new fares. Cheaper tickets are meant to improve seat coverage. It has been calculated that a flight gives profit if over 50% of seats are covered. For the North-Atlantic line the index is 61% for LOT and 58% for Pan Am. With the same costs every passenger more means profit. The new out of season price is 399 dol. return, while before the normal price one way was 386 dol. Similar proportions are true for prices in zloty. The new ticket is 13892 zloty return compared to previously about the same price one way. As a consequence of the price reduction it is now difficult, because of the queues, to obtain tickets in USA for flights to Poland.

Adres Redakcji:

00-950 Warszawa, ul. Czackiego 3/5
 Tel. 27-25-41

Wydawca;

WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT

SPIS TREŚCI

	Str.
A. Glass: Jubileusze polskich skrzydeł	1
Z KRAJU, ZE ŚWIATA	2
STATYSTYKA LOTNICZA: Przemysł lotniczy niektórych państw Europy i Azji	4
W. Waśkowski: Odrzutowe samoloty treningowe i szkolno-bojowe bieżącego ćwierćwiecza (I) (PROBLEMY ROZWOJU LOT- NICTWA)	5
W. Stafiej, J. Ptak: Aerodynamika skrzydła szybowca wyposa- żonego w klapolotkę o znacznej rozpiętości	7
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	10
R. Świtkiewicz: Klejenie w konstrukcjach lotniczych	11
KARTOTEKA TLiA: Embraer EMB-121 Xingu	15
Lockheed C-5A Galaxy	17
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Własności mechaniczne i termiczne szkła organicznego PERSPEX	19
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Drgania. Silnik turbood- rzutowy	21
NOWOŚCI TECHNICZNE: Samolot doświadczalny z nadmuchem skrzydeł strumieniami silnikowymi	22
A. Komor: PIO — wahania indukowane przez pilota	23
S. Tujaka: Radiowysokościomierze małych wysokości (LOT PRO- BLEMY)	26
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP i SITK	28
KSIĄŻKI LOTNICZE	29
J. B. Cynk: Próby uzbrojenia samolotów komunikacyjnych PLL LOT w latach 1938÷1940 (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	30
PROTOTYPY AT-302	32
PROJEKTY Canadair Challenger	III okł.

Na okładce: Samolot myśliwski PWS-10 — rys. K. Cieślak



WYDAWNICTWA
 CZASOPISM
 TECHNICZNYCH NOT

Warszawa
 Czackiego 3/5

Redaktor naczelny:

mgr inż. *Andrzej Glass*

Z-ca Sekretarza Redakcji:

Emilia Łazarewicz

Redaktorzy działowi:

mgr inż. *K. Dąbrowski*, dr inż. *A. Gołędzi-
 nowski*, 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. Grzego-
 rzewski*, mgr inż. *F. Gwiżdż*, dr inż. *B. Jan-
 celewicz*, mgr inż. *E. Kołodziński*, mgr inż.
T. Kostia, mgr inż. *J. Kowalczyk*, mgr inż.
T. Królikiewicz (przewodniczący), mgr inż.
R. Legięcki, mgr inż. *A. Misiorek*, mgr *Z. Paw-
 lak*, inż. *R. Woliński*.

Zakłady Graficzne „Tamka”, Zakład nr 1, W-wa. Zam. 1349/c/78. Nakład 4200 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 70 g. A1 S-19.

Cena pojedynczego egz. zł 20,—

Prenumerata roczna zł 240.—

INDEKS 37909

WAŚKOWSKI W.

Basic Jet Trainers and Combat/Trainers of the Current Quarter of the Century (I)

The development concept and the production process of the combat — training aircraft L-39 Albatros are presented, as well as the Czechoslovakian military pilot training methods arising from the characteristics and performances of the aircraft. Auxiliary equipment (flight simulator and diagnostic devices) for the L-39 is described.

STAFIEJ W.

Aerodynamics of Glider Wings with Full-Span Flaps

The article presents observations from the analysis of a full-span flap wing construction. The construction with any type of pilot mechanization is becoming more and more popular in the 15 m class.

SWITKIEWICZ R.

Gluing in Aircraft Constructions

Although having several advantages compared to other methods of joining parts together, gluing still finds only limited application. The author presents situations where gluing is structurally, technologically and economically justified.

KOMOR A.

PIO — Pilot Induced Oscillations

The pilot's interference during aircraft control (particularly fast aircraft and gliders) is an additional source of oscillations developing in the structure. In some cases it is necessary to include additional correcting equipment into the system in order to improve stability. The article deals in a general manner with conditions leading to formation of such oscillations and methods of damping and avoiding them.

TUJAKA S.

Low—Altitude Radio Altimeters

The article describes principles of operation and different solutions of radio altimeters.

CYNK B. J.

The 1938÷1940 Plans to Arm the Commercial Aircraft of Polish Airlines LOT

In the spring 1938, as a part of Polish-Roumanian preparations in case of war, LOT worked out a projekt to adapt its aircraft L10A Electra, L14H and Ju-52 for military transport purposes, equipping them with armament. The plans were never carried out in 1939, but Gen. Sikorski took the issue up again in late 1939 in France. Out of three L14H which were evacuated to England, one was converted for courier flights to the occupied homeland.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXXIII LISTOPAD 1978

TECHNIKA

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA

11

Jubileusze polskich skrzydeł

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Pierwszy projekt maszyny latającej w Polsce opracował w 1647 r. spolszczony Włoch Tytus Boratyni. Pierwszym Polakiem, który wzniósł się w powietrzu, w 1790 r. był pisarz Jan Potocki. W 1896 r. malarz Czesław Tański wykonał pierwsze loty na swym szybowcu zwanym Lotnią. Pierwsze samoloty zbudowane przez Bolaków: Wróbla, Kozłowskiego, Libańskiego, Boruckiego, Webera i Sochackiego — powstały w 1910 r. W tymże roku rozpoczęła w Warszawie działalność pierwsza polska wytwórnia samolotów — Awiata. Jednak zaliczenie samolotu do uzbrojenia wojkowego spowodowało w 1912 r. ograniczenie przez zaborców polskiej działalności na tym polu, działalności która z powodu braku pomocy państwa rozwijała się z wielkim trudem.

Dopiero odzyskanie niepodległości w listopadzie 1918 r. pozwoliło na rozwój naszych skrzydeł. Pierwsze powstało polskie lotnictwo wojskowe, którego pięknym znakiem już w grudniu 1918 r. stała się biało-czerwona szachownica. Od 60 lat nasi lotnicy strzegą polskiego nieba na samolotach z szachownicą na skrzydłach. Mimo że szachownica jest znakiem lotnictwa wojskowego, jest ona bliska wszystkim ludziom naszego lotnictwa. M. in. i dlatego, że aerokluby dwukrotnie w 1927 i 1946 r. rozpoczynały działalność dzięki sprzętowi otrzymanemu z wojska, rozwój szybownictwa i spadochroniarstwa zapoczątkowała pomoc wojska, przemysł lotniczy powstał z inicjatywy i na potrzeby wojska, jak również nasza komunikacja lotnicza odrodziła się w latach 1944÷1945 dzięki pomocy lotnictwa wojskowego. Znak ten stał się ponadto głównym motywem znaku aeroklubów regionalnych, a jego miniaturka była malowana na samolotach LOT-u i naszych szybowcach występujących na Mistrzostwach Świata. Noszą go również, w połączeniu z lilijką harcerską, lotnicze drużyny harcerskie.

Lotnictwo wojskowe spod znaku biało-czerwonej szachownicy szczyści się swą 60-letnią tradycją, tworzoną przez Orlińskiego, Żwirkę, Bajana, Skalskiego, Hermaszewskiego i tysiące naszych lotników w stalowych mundurach.

W grudniu 1918 r. zostały utworzone Centralne Warsztaty Lotnicze w Warszawie przekształcone w styczniu 1928 r. w Państwowe Zakłady Lotnicze. Dziś PZL obchodzi swe 50-lecie. Jest to jubileusz całego naszego przemysłu lotnicze-

go, który wywodzi się nie tylko z CWL, lecz także i innych wytwórni lotniczych założonych na początku lat dwudziestych. Do chlubnych tradycji tego przemysłu należą konstrukcje Puławskiego, Dąbrowskiego, RWD, Kocjana, Czerwińskiego, Sołtyka i wielu innych. Zakłady PZL-Mielec i PZL-Rzeszów obchodzą równocześnie swe 40-lecie.

Pierwsze przewozy pasażerów na polskich samolotach miały miejsce w listopadzie 1918 r. Pierwsza próba utworzenia u nas stałych linii lotniczych przypada na 1919 r. Pierwszą, regularną komunikację lotniczą uruchomiono w Polsce w 1921 r. Od utworzonej w 1922 r. Polskiej Linii Lotniczej Aerolloyd wywodzą się nasze obecne linie lotnicze. W dniu 1 stycznia 1929 r. zostały utworzone Polskie Linie Lotnicze LOT, przejmując sprzęt i działalność Aerolotu-Aerolloydu i Aero. W pierwszym roku swej działalności LOT przewiózł 16,5 tys. pasażerów, docierając do 7 miast w kraju i 2 za granicą. Dziś LOT przewozi 100 razy tyle pasażerów (1,75 mln w 1977 r.), docierając do 42 miast za granicą i 12 w kraju.

Aeroklub Polski został utworzony w 1919 r. Jednak działalność lotnictwa sportowego rozwinęła się dopiero po utworzeniu w latach 1927—1928 aeroklubów regionalnych oraz Aeroklubu Rzeczypospolitej Polskiej. Sukcesy szybowników: Grzeszczyka, Góry, Makuli, Wróblewskiego, Majewskiej, Dankowskiej, pilotów samolotowych: Żwirki i Wigury oraz Bajana, spadochroniarzy i modelarzy znaczą szlak rozwoju naszego lotnictwa sportowego.

Minęło już 50-lecie lotnictwa rolniczego (pierwszy w Polsce lot w ochronie lasów odbył się w 1925 r., w ochronie rolnictwa — w 1927 r.) oraz sanitarnego (pierwszy lot sanitarny został wykonany u nas w październiku 1925 r., a w 1927 r. rozpoczęto zorganizowaną działalność lotnictwa sanitarnego w naszym kraju).

Oprócz jubileuszków 60-lecia i 50-lecia lotnictwa wojskowego, cywilnego (komunikacyjnego, sportowego i gospodarczego) i przemysłu w br. minęło 50 lat od utworzenia Związku Polskich Inżynierów Lotniczych, którego działalność kontynuują Sekcje Lotnicze SIMP i SITK.

Wszystkim jubilatam składamy gratulacje oraz życzymy dalszych osiągnięć.



Pierwsze Kruki w sierpniu otrzymała Czechosłowacja

Fot. A. Prystopski



POLSKA

● Obchodząc w br. swe 40-lecie Zakłady WSK PZL-Mielec, największy w Polsce wytwórca samolotów od zakończenia II wojny światowej wybudowały 20 typów maszyn zaś łącznie od 1945 r. 10 tys. samolotów. Pierwszym z nich był samolot szkolno-łącznikowy PZL-S1 zbudowany w 1945 r. Rekord sprzedaży pobił wielozadaniowy samolot An-2, którego zbudowano wiele tysięcy sztuk. Ostatnio rozwija się eksport polskich samolotów szkolno-bojowych TS-11 Iskra, które już zakupiło lotnictwo wojskowe Indii. O zainteresowaniu zagranicą tym samolotem świadczą zapytania innych potencjalnych odbiorców w sprawie warunków dostaw.

● Polski przemysł lotniczy, rozszerzając w ostatnich latach profil produkcji nowych samolotów przystąpił również do opracowania nowych typów osprzętu radiowo-nawigacyjnego, spełniającego wyższe wymagania techniczno-ekonomiczne. Z inicjatywy Instytutu Lotnictwa i Zakładów Radiowych Radmor, te ostatnie podjęły się przy współpracy z przemysłem lotniczym skonstruowania pierwszego polskiego automatycznego radiokompasu lotniczego. Instytut Lotnictwa opracował antenę kierunkową oraz układ wykonawczy, a w Radmorze powstała część odbiorcza urządzeń oraz koncepcja całego zestawu eksploatacyjnego. Nowy radiokompas ARL-1601 odznacza się dobrymi własnościami technicznymi i eksploatacyjnymi oraz, dzięki miniaturyzacji elementów, niewielką masą. Podstawowe dane techniczne ARL-1601: zakres częstotliwości pracy — 200÷1750 kHz, czas przygotowania pracy — 15 s, dokładność wskazań częstotliwości — 1 kHz, czas przełączenia na inną częstotliwość — 1 s, dokładność namiaru w zakresie natężenia pola — 3, masa zestawu bez przewodów — 5 kg, wymiary — 158 × 68 × 340.

● W 1977 r. pierwsze seryjne egzemplarze samolotów rolniczych PZL-106 Kruk zaczęły wykonywać zabiegi agrolotnicze. Pomyślne przebiegi prób pozwoliły na ich wykorzystanie przy zabiegach agrotechnicznych w Afryce, gdzie stwierdzono przydatność PZL-106 w warunkach suchego klimatu tropikalnego, a mokrego na Kubie. Walory eksploatacyjne tych samolotów pozwoliły na złożenie ofert eksportowych. Pierwsze dwa Kruki zakupiły Węgry, 10 dostarczono w sierpniu br. NRD, która zamówiła jeszcze 19 szt. z terminem dostawy w 1979 r. Kruki otrzymuje też Bułgaria. Podpisane kontrakty stanowią dopiero początek finalizowania złożonych ofert. Ponieważ, jak donoszą *Skrzydła* — czasopismo Centrum Naukowo-Produkcyjnego Samolotów Lekkich PZL-Warszawa (przedsiębiorstwo to buduje oprócz Kruków jeszcze samoloty PZL-104 Wilga oraz PZL-110 Koliber) — decydującą sprawą dla wywiązania się z podjętych dostaw jest kwestia przygotowania zakładu do zwiększonej produkcji i należytego serwisu posprzedażnego.

● W pracy polskiego lotnictwa rolniczego nastąpiła znaczna poprawa warunków bezpieczeństwa i higieny lotów. Świadczą o tym liczby: w 1968 r. jeden wypadek lotniczy zdarzał się średnio na 556 godzin lotu, w 1972 r. — na 2272 h lotu, a w 1977 r. już tylko na 5525 h lotu, czyli prawie dziesięć razy rzadziej. Stało się to możliwe dzięki znacznemu podniesieniu kwalifikacji załóg latających, co osiągnięto dzięki stałym kursom doskonalenia zawodowego pilotów i mechaników. Przeszkolono również potencjalnych kandydatów na kierowników baz i szefów technicznych dla potrzeb akcji lotniczych za granicą. Zasięg szkolenia był szeroki: objęto nim 400 osób.

● Polski przemysł lotniczy w coraz szerszym zakresie włącza się do międzynarodowego obrotu sprzętem lotniczym. Po raz pierwszy w historii tej branży oferta eksportowa obejmuje czternaście typów sprzętu latającego, poczynając od szybowców, przez motocyklowe, a kończąc na samolocie rolniczym, wyposażonym w silnik odrzutowy. Oprócz sprzętu latającego polski przemysł lotniczy oferuje zagranicznym nabywcom szeroki zestaw wyposażenia nawigacyjnego i radiowo-nawigacyjnego: prędkościomierze, wysokościomierze, wariometry, kompensatory, busole, radiokompasy, zakreśloznierze, chyłomierze, sztuczne horyzonty itp. Równocześnie polski przemysł lotniczy kooperuje w wielu przypadkach z zagranicznymi przedsiębiorstwami, jak np. przy budowie radzieckiego aerobusów IL-86, dla którego wykonuje usterzenie.

● Znany w świecie polski producent śmigłowców rodziny Mi-2 —

zakłady WSK PZL-Swidnik, może się szczycić również innym sukcesem — wyprodukowaniem w przeciągu 24 lat ponad półtora miliona motocykli. W 1954 r. Swidnik przejął od Warszawskiej Fabryki Motocykli produkcję bardzo wówczas popularnych motocykli WFM-MO-6 o pojemności 125 cm³. W następnych latach w miarę zdobywania doświadczenia i rozwijania produkcji, czemu towarzyszyło utworzenie własnego biura konstrukcyjnego, zakładu produkcji doświadczalnej i modernizacji parku maszynowego — motocykle WSK-Swidnik zdobywały coraz lepszą markę tak w Polsce jak i za granicą. Obecnie z taśm montażowych Wydziału Motocykli WSK PZL-Swidnik schodzą motocykle turystyczne, sportowe i wyczynowe w klasie 125 i 175 ccm.

● W Warszawie oddano do użytku nowy gmach Centrum Astronomicznego Polskiej Akademii Nauk. Został on wzniesiony przy współudziale i pomocy finansowej Państwowej Fundacji Naukowej USA. Kubatura gmachu wynosi 20 tys. m³. Centrum specjalizuje się w badaniach ewolucji gwiazd i astrofizyki relatywistycznej. Polska astrofizyka ma poważny udział w międzynarodowych badaniach teoretyczno-modelowych. W ośrodku będą opracowywane materiały pochodzące z doświadczeń uzyskanych przez radzieckie i amerykańskie sztuczne satelity.

● Pierwszym w świecie konstruktorem „motolotni” jest inż. Kolečki stale zamieszkały w Szwecji. Silnik opracowany przez inż. Kolečkiego znajduje się na stelażu umieszczonym na plecach pilota. Rozruch odbywa się za pomocą połącznika za linkę rozrusznika. Po rozpoczęciu pracy silnika pilot reguluje dźwignią prędkość obrotową śmigła. Przy starcie pilot przebiega kilkanaście metrów do chwili oderwania się od ziemi. Silnik inż. Kolečkiego otrzymał szwedzki patent nr 1601161-8 w 1976 r. Jest to silnik dwusuwowy, o mocy 11,2 kW (15 KM) przy 10 000 obr./min i sprężu 10; pojemność cylindra — 2 dm³ lub 4 dm³. Ilość paliwa w pierwszym przypadku pozwala na lot 30 minutowy, w drugim na 60 min lotu. Prędkość minimalna — 25 km/h, prędkość optymalna — 40 km/h i wznoszenie — 1 m/s.

● Wbrew nadziejom wyrażanym przez Aeroklub Francji (organizatora XVI Szybowcowych Mistrzostw Świata, które odbyły się w dniach 16÷30 lipca br. w Chateauroux), iż weźmie w nich udział 110 zawodników z 32 krajów — do konkurencji przystąpiło tylko 25 państw. Czechosłowacja, Finlandia, Jugosławia, Polska, Rumunia, Węgry i ZSRR odpowiedziały na zaproszenie Aeroklubu Francji odmownie, gdyż do Mistrzostw dopuszczono reprezentację szybowcową Republiki Południowej Afryki, która nie tylko w polityce wewnętrznej, ale nawet w sporcie stosuje tzw. apartheid tj. dyskryminację ludności o innym kolorze skóry niż biały. Wobec nie stawiania się na starcie bardzo silnych ekip z krajów Demokracji Ludowej, ZSRR, Finlandii i Jugosławii, okrojone mistrzostwa poważnie straciły na prestiżu, a uzyskane wyniki nie stanowią odbicia istniejącego poziomu wyszkolenia pilotów i jakości sprzętu.

● Zgodnie z kompromisowymi uchwałami IATA (Międzynarodowa Organizacja Przewoźników Lotniczych) powziętymi na kongresie tej Organizacji (Montreal 1978 r.) w sprawie ustalania obniżonych taryf na przewozy pasażerskie przez przedsiębiorstwa krajów docelowych — Polskie Linie Lotnicze uzyskały zatwierdzenie niższych stawek przewozowych, do których, ze względów konkurencyjnych musiał się dostosować również drugi poważny przewoźnik na linii Nowy Jork — Warszawa, Pan American Airlines. Tanie bilety mają na celu poprawę wykorzystania miejsc pasażerskich. Jak obliczono, opłacalność przewozu zaczyna się od zapalenia samolotów w 50%. Na linii amerykańskiej wskaźnik zapalenia samolotów LOTu wynosi 61%, Pan American — 58%. Przy tych samych kosztach każdy dodatkowy pasażer oznacza zwiększenie wpływów linii. Nowa cena przelotu do Polski i z powrotem wynosi poza sezonem 399 dol. podczas, gdy normalna opłata wynosiła 386 dol. w jedną stronę. Podobne propozycje obowiązują w złotówkach: 13 862 zł w obydwie strony, podczas gdy dotychczas był to koszt przelotu tylko w jedną stronę. W związku z obniżeniem taryf, w Stanach Zjednoczonych trudniej teraz, z uwagi na kolejki, uzyskać bilety na przelot samolotami LOTu do Polski.

HISZPANIA

● Lotnictwo hiszpańskie zwiększyło swoje zamówienie na dostawę szkolno-bojowych samolotów CASA-101 z 40 do 60 sztuk. Produkcja tych samolotów, opracowanych przez konstruktorów amerykańskich (firma Grumman), zachodniemieckich (MBB) i hiszpańskich (CASA) została rozpoczęta w 1978 r. Producent (CASA) spodziewa się poważnych zamówień eksportowych na ten stosunkowo tani (1,2-1,5 mln dol. w zależności od wyposażenia i uzbrojenia) samolot szkolno-bojowy ze strony uboższych państw Trzeciego Świata. Do maja br. zbudowano i oblatano 4 prototypy CASA-101.

● Po otrzymaniu 3 ciężkich śmigłowców Boeing-Vertol C-47 Chinook, 8 transportowych Bell UH-1H oraz 18 rozpoznawczych OH-58 Kiowa — flota śmigłowcowa armii lądowej tego kraju liczy: 12 Chinooków, 72 UH-1H Iroquois i 47 Kiowa.

HOLANDIA

● Firma Fokker — VFW rozpoczęła montaż pierwszego licencyjnego lekkiego samolotu myśliwskiego konstrukcji amerykańskiej F-16. Samolot ma rozpocząć próby w locie w kwietniu 1979 r., a pierwsze dostawy dla lotnictwa wojskowego Holandii nastąpią w czerwcu tego roku. Seria ma liczyć 174 sztuki.

RUMUNIA

● W czasie wizyty I Sekretarza Rumuńskiej Partii Komunistycznej N. Ceaucesu w W. Brytanii została podpisana umowa w sprawie budowy w Rumunii, w oparciu o licencje, angielskich odrzutowych samolotów średniego zasięgu BAC-1-11. Rumuni mają zbudować w systemie montażu progresywnego 80 szt. tych samolotów. Pierwsze 3 kompletne samoloty dostarczą Anglicy. Począwszy od czwartego samolotu udział elementów wytwarzanych w Rumunii będzie sukcesywnie wzrastał. Od 23 samolotu, który ma być zbudowany w 1985 r. Rumuni będą produkować kompletne samoloty. Polowa wyprodukowanych samolotów ma być eksploatowana przez rumuńskiego przewoźnika powietrznego Tarom. Sprzedają pozostałych 40 BAC-1-11 ma się zająć angielski licencjodawca.

USA

● Nowy amerykański samolot szpiegowski już lata. Jest to samolot TR-1 przeznaczony do przeprowadzania rozpoznania na dużych wysokościach. Konstrukcja TR-1 jest oparta na osławionym szpiegowskim samolocie U-2. Po strącenie kilku U-2 (nad terytorium ZSRR samolotu Powersa i kilku U-2 nad Kubą) TR-1 nie będzie przelatywał nad terytorium obserwowanego państwa, lecz wzdłuż jego granic. Rozpoznanie będzie prowadzone za pomocą radaru o bardzo wielkim zasięgu. Ponowne użycie udoskonalonego U-2 spowodowane zostało

efektywnością obrony przeciwlotniczej, gdyż nawet SR-71 — najszybszy samolot świata (prędkość $M=3$) nie może zapewnić sobie bezpieczeństwa przelotu nad obcym terytorium. Program TR-1 obejmuje budowę 6 samolotów. Koszt programu 97 mln. dol.

● Pratt-Whitney, konkurujący ze spółką General-Electric-SNECMA w dziedzinie produkcji średnich silników do samolotów pasażerskich podał do wiadomości, iż jego nowy silnik JT-10-132 o ciągu 14,5 kN, uzyska certyfikat w 1984 r. Silnik przeznaczony jest m.in. do nowych samolotów Boeing 777, a jego lżejsza odmiana o ciągu 11,8 kN przewidziana jest do następców samolotów Caravelle, BAC 111 oraz innych maszyn tej samej klasy. Rodzina silników JT-10D ma nowy generator gazu, który został opracowany po pięciu latach badań i studiów. Silnik będzie produkowany w kooperacji z zachodniemieckim konsorcjum Motoren und Turbinen Union i włoskim Fiatem. Udział Pratt-Whitney wynosi 83% wartości prac rozwojowych i produkcji: MTU będzie wytwarzał turbiny niskiego ciśnienia i dyszę wylotową (wartość produkcji 13%), a Fiat elementy zewnętrzne silnika.

● W USA nadal prowadzone są próby zastąpienia gwiazdzistych silników używanych przez samoloty rolnicze innymi typami zespołów napędowych. Ostatnio zainstalowano na samolocie Grumman American Ag Cat samochodowy silnik wylotowy chłodzony wodą. Silnik ten opracowany na zasadzie konstrukcji wysokosprawnych napędów użytkowych w samochodach wyścigowych, ma rozwijać moc startową 350 kW (475 KM) przy 2000 obrotach śmigła na min, a moc trwałą 331 KM (450 KM). Firma produkująca te silniki — Stage II Development Corp. of S-ta Monica — zapowiedziała, iż po uzyskaniu certyfikatu będzie mogła rozpocząć produkcję seryjną już w 1979 r.

● Najpopularniejsze lekkie samoloty amerykańskie w 1977 r.: Cessna 172 Skyhawk — zbudowano 1711 szt., Piper Warrior — 628 szt., Becherart Bonanza — 220 szt., Grumman-American Tiger — 290 szt. i Rockwell-Ayres Thrush Commander (rolniczy) — 121 szt.

● Pentagon stwierdził, iż 25% silników napędzających myśliwsko-bombardujące samoloty F-111 i FB-111 ma defekty. Z tego powodu z 450 tych samolotów, znajdujących się na wyposażeniu US Air Force, 260 maszyn ma zakaz lotów. Naprawa silników będzie trwała przez rok.

W. BRYTANIA

● Pierwszy w świecie pasażerski samolot turbośmigłowy Viscount obchodził jubileusz ćwierćwiecza pracy na liniach lotniczych. Łącznie sprzedano 438 Viscountów, zakupionych przez 60 przewoźników lotniczych. 80% tych samolotów zostało wyeksportowane. W 1978 r. lata jeszcze 130 Viscountów. Wartość sprzedanych Viscountów wyniosła 177 mln funtów.

● Rolls Royce w przeciągu ostatnich 25 lat sprzedał ponad 6800 silników turbośmigłowych Dart w 9 odmianach cywilnej i wojskowej, między innymi samolot Viscount jest nadal napędzany tymi silnikami. Łącznie wartość sprzedanych Dartów i części

zamiennych wyniosła 300 mln. funtów. Oznacza to, iż zysk otrzymany z ich sprzedaży był dwa razy większy od wszystkich nakładów na prace rozwojowe, inwestycje, uruchomienie produkcji i produkcję Dartów. Darty były zainstalowane na 2000 samolotach wojskowych i cywilnych.

● Nadal dużym powodzeniem cieszą się wszystkie odmiany angielskich samolotów dyspozycyjnych HS 125, oblatane w 1962 r. Do II kwartału br. łącznie sprzedano 400 tych samolotów wartości 200 mln funtów.

WŁOCHY

● W związku ze wzrostem liczby zamówień otrzymywanych przez firmę SIAI-Marchetti na dostawę szkolnych samolotów SF-260 (wersji szkolnej, wsparcia i zwalczania łodzi podwodnych) tempo produkcji SF-260 zwiększyło się w 1978 r. do 20 szt. miesięcznie. Ostatnie zamówienia uzyskane przez SIAI-Marchetti: Libia 100 sztuk wyprodukowanych we Włoszech + 130 szt., które ma ona montować w nowo powstających zakładach, budowanych przez Włochów w odległości 400 km od Trypolisu, Belgia — 34 szt., Boliwia — 12 szt., Birma — 12 szt., Wyspy Komorskie — 8 szt., Ekwador — 12 szt., Irlandia — 10 szt., Włochy — 20 szt., Filipiny — 49 szt., Singapur — 16 szt., Tajlandia — 12 szt., Tunis — 18 szt., Zair — 12 szt. i Zambia — 18 sztuk. Ponadto SIAI ma zamówienia na dostawę 42 sztuk SF-260 w wersji cywilnej. Łącznie 375 sztuk.

ZSRR

● Jak donosi prasa fachowa, amerykańska wytwórnia ICX-Aviation (Youngstown-Ohio) zamierza produkować na licencji radzieckiej przysilnikowe odrzutowe lekkie samoloty pasażerskie Jak-40. Wstępna umowa już została zawarta przez amerykańskiego producenta i radzieckie przedsiębiorstwo handlu zagranicznego Awiaeksport. ICX-Aviation ma rozpocząć budowę wytwórni Jaków w przeciągu 6-7 miesięcy, a pierwszy licencyjny Jak-40 ma być zbudowany za ok. 26 miesięcy. Amerykańska odmiana Jak-40 będzie wyposażona w 3 silniki Garrett TFE-731-3 oraz w amerykański zestaw przyrządów radionawigacyjnych i awionicznych. Wartość elementów importowanych z ZSRR ma wynieść ok. 20% całkowitego kosztu samolotu.

RÓŻNE

● W związku ze wspólnym opracowywaniem przez przemysł lotnicze Francji i RFN śmigłowca przeciwpancernego (oznaczenie PAH-2), oba kraje przystąpiły do prac rozwojowych nad silnikiem turbinywnym przeznaczonym dla tego śmigłowca. Kooperują ze sobą francuska firma Turbomeca i zachodniemiecka MTU. Silnik ma rozwijać moc 746 kW (1000 KM), spręż ma wynosić 13,1, masa bez reduktora — 145 kg, długość — 99 cm. Pierwszy silnik ma rozpocząć próby na hamowni w 1979 r. MTU odpowiada za moduły gorące, a Turbomeca za zimne.

Przemysł lotniczy niektórych państw Europy i Azji

Kraj Nazwa wytwórni	Miejscowość	Zatrudnienie (osoby)	Wyroby	Wartość produkcji
BELGIA — FAIREY SA — SABCA — FN	Gosselies Bruksela Herstal	4 900 1 700 1 850	Mirage, F-16 Mirage, Alpha Jet, F-16, F-28 silniki lotnicze	72 mln. dol.
GRECJA — HELLENIC AEROSPACE INDUSTRY (HAI)	Ateny	3 000	zakłady remontowe	
HISZPANIA — CASA	Madryt	7 700	C-212, C-101, Avioear, F-5, remonty silników	
HOLANDIA — FOKKER — VFW	Amsterdam	7 000	F-27, F-28, części do F-16	
SZWAJCARIA — PILATUS — FFA	Stans Altenrhein	700 850	Turbo-Porter, B-4 Turbo-Trainer Mirage, AS-Bravo	20 mln. dol.
SZWECJA — SAAB-SCANIA AEROSPACE DIVISION — VOLVO FLYGMOTOR — LM ERICSSON — SVENSKA RADIO — AGA — BOFORS	Linköping Jönköping Trallhattan	11 000 5 500	SAAB 105, SAAB 37, SAAB 17 Avon, RM 8, VR 35 radary radia, awionika elektronika uzbrojenia	
TURCJA — TUSAS			w organizacji	
IZRAEL — ISRAEL AIRCRAFT INDUSTRIES (IAI) — TURBOMECA	Lydda Bet-Shemesh	19 500 500	samoloty KFIR, ARAVA, WESTWIND, wposażenie lotnicze rakiety, silniki lotnicze	
AUSTRALIA — COMMONWEALTH AIRCRAFT CORPORATION (CAC) — GOVERNMENT AIRCRAFT FACTORIES (GAF) — TRANSAVIA — HAWKER DE HAVILLAND	Melbourne Melbourne Seven Hills Lidcombe	1 800 2 500	samoloty MB-326 śmigłowce B-206B Jet Rangers, przeglądy i remonty silników samoloty Mirage 3, NOMAD 22, 24 samoloty PL-12 poddostawca elementów dla śmigłowców BELL, Boeing, samolotów B-707, 727 Douglas DC-10, Lockheed	32 mln. dol.
NOWA ZELANDIA — NEW ZELAND AEROSPACE INDUSTRIES LIMITED	Hamilton	300	samoloty FU-24-950, Fletcher-Cresco, Airtrainer CT4	5 mld. dol.
JAPONIA — FUJI HEAVY INDUSTRIES (FUJI) — KAWASAKI — MITSUBISHI — SHIN MEIWA — ISHIKAWAJIMA HARIMA (IHI) — NATIONAL AEROSPACE LABORATORY (NAL)	Tokio Kobe Tokio Tokio Tokio Tokio	25 100	samoloty FUJI FA200 AERO SUBARU, FUJI/ROCKWELL 700, KM-2B/T-3 śmigłowce FUJI-BELL 204B-2, 205A-1/UH-14 samoloty P-2J, śmigłowce HUGHES 369, 500(OH-6J), KV-107/II (Chinook) samoloty MU-2, T-2, F-1 samoloty SS-2 silniki IHI-J3-7C IHI TF40-IHI-801A ośrodek badawczy — projekty silników MITI/NAL FJR740, NAL/IHI JR200 i JR220	53 mln. dol. 178 mln. dol. 319 mln. dol. 37 mln. dol. 126 mln. dol.

Spotkanie z Czytelnikami

Staraniem Koła Terenowego Oddziału Stołecznego SIMP i Redakcji Czasopism Mechanicznych dnia **15 grudnia 1978 r.** o godz. 17⁰⁰ w sali E warszawskiego Domu Technika (ul. Czackiego 3/5) odbędzie się spotkanie redaktorów naczelnych czasopism: **Technika**

Lotnicza i Astronautyczna, Eksploatacja Maszyn, Maszyny i Ciągniki Rolnicze, Technika Motoryzacyjna z Czytelnikami.

Podczas spotkania redaktorzy przedstawią zamierzenia redakcji na najbliższy okres.

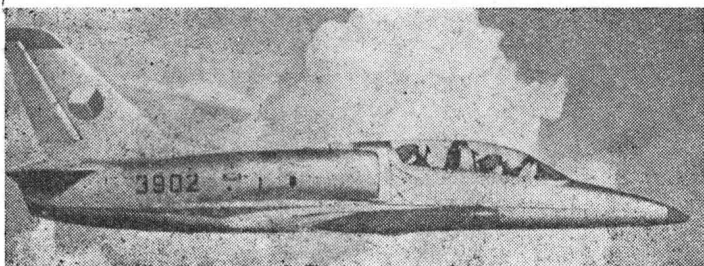
Ze strony Kolegów, którzy zechcą wziąć udział w spotkaniu oczekujemy propozycji i uwag o wymienionych czasopismach.

Odrzutowe samoloty treningowe i szkolno-bojowe bieżącego ćwierćwiecza (I)

Mgr WŁODZIMIERZ WAŚKOWSKI
Instytut Lotnictwa

W artykule przedstawiono rozwój koncepcji szkolno-bojowego samolotu L-39 Albatros, jego produkcję oraz metodę szkolenia wojskowych pilotów CSRS, wynikającą z charakterystyki i osiągnięć samolotu. Omówiono i scharakteryzowano pomocniczy sprzęt do obsługi L-39 (symulator lotu i urządzenie dla diagnostyki).

Podczas bieżącej dekady do produkcji seryjnej już weszło, albo też w najbliższych dwu latach wejdzie, pięć treningowych i szkolno-bojowych odrzutowych samolotów kolejnej generacji. W odróżnieniu od samolotów poprzedniej generacji w konstrukcji i eksploatacji zwrócono uwagę na możliwość stosowania ich do działań szturmowych oraz jako lekkie myśliwce, m. in. do ochrony śmigłowców w trakcie akcji zwalczania broni pancerniej nieprzyjaciela i obozowania go na polu walki. Samoloty te mają znajdować się w użytkowaniu przynajmniej do końca ostatniego ćwierćwiecza XX wieku. A więc mają służyć przez 22÷28 lat. Czy w tych planach nie ma przesady? Autorowi wydaje się, iż podany termin jest realny. Bowiem już istnieją typy samolotów, które przekroczyły 20 lat użytkowania i nadal produkowane są w dużych seriach. Wystarczy dla przykładu wymienić radzieckie MiG-21 czy amerykański samolot myśliwsko-bombowy F-4 Phantom (wyprodukowany w liczbie 5000 sztuk od 1954 r. i nadal budowany), francuskie samoloty Mirage III i 5, wciąż jeszcze znajdujące nowych nabywców. Rzecz jasna



Rys. 1. Samolot szkolno-treningowy L-39 Albatros

wszystkie te samoloty są bezustannie ulepszane, modyfikowane, ale są to nadal te same MiGi, Phantomy czy Mirage'e.

Z tych względów wydaje się słuszne przedstawić Czytelnikowi koncepcje i rozwój współczesnych samolotów treningowych i treningowo-bojowych II generacji, gdyż jeszcze synowie obecnych uczniów szkół wojskowych będą na nich uczyli się pilotażu zaawansowanego, akrobacji i przechodzili szkołę ognia.

Do odrzutowych samolotów treningowych i treningowo-bojowych II generacji ostatniego ćwierćwiecza możemy zaliczyć: najstarszy z nich czeskosłowacki L-39 Albatros i dalej w kolejności oblotu: francusko-zachodniemiecki Alpha Jet, angielski Hawk, hiszpański, opracowany przy pomocy konstruktorów ze Stanów Zjednoczonych i RFN, CASA-101 oraz indyjski Ajeet-Trainer (dwuosobowa odmiana lekkiego myśliwskiego samolotu Ajeet będącego rozwinięciem samolotu Gnat).

Zacznijmy od pierwszego produkowanego seryjnie samolotu L-39 Albatros.

Aero L-39 Albatros

R. Braybrook, współpracownik czasopism lotniczych *Air International* i *Interavia* w swoim sprawozdaniu z zeszłorocznego Salonu Lotniczego w Le Bourget pod Paryżem pisze: ...jedną z rewelacji w dziedzinie odrzutowych samolotów treningowo-bojowych był, pokazany po raz pierwszy na Zachodzie, czeskosłowacki samolot L-39 Albatros. Samolot ten jest pierwszym reprezentantem nowej generacji tych

maszyn... przydatnych zarówno do wstępnego jak i zaawansowanego treningu... a mający przewagę nad swoimi zachodnimi konkurentami, gdyż może korzystać z gruntowych lotnisk, ponadto zaś jest wyjątkowo łatwy w obsłudze technicznej. I dalej... jest to jedyny jak dotychczas samolot II generacji, już produkowany seryjnie... w wyposażeniu wojsk Państw-Członków Układu Warszawskiego (i nie tylko) ma się znajdować poważna liczba tych maszyn (500 sztuk). Są one przystosowane do prowadzenia operacji zarówno w krajach o zimnym jak i gorącym klimacie... na pokazie w le Bourget powszechnie uważano, iż pod względem własności akrobacyjnych może on konkurować z Alpha Jet o pierwsze miejsce wśród wszystkich odrzutowych wojskowych samolotów szkolno-bojowych.

W obliczu nowych zadań, jakie stanęły przed tą kategorią samolotów, w połowie lat sześćdziesiątych Czechosłowacja przystąpiła do opracowania następcy samolotu L-29 Delfin. Wobec dużego sukcesu technicznego i eksploatacyjnego Delfinów, Związek Radziecki zamówił w CSRS zarówno projekt jak i produkcję nowego samolotu oznaczonego L-39 Albatros.

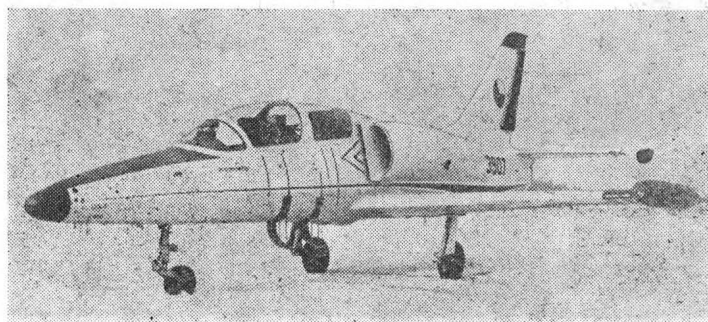
Podobnie jak w przypadku Delfinów wykonania zadania podjęły się zakłady Aero-Vodochody. Na konferencji prasowej na Salonie Paryskim wyjaśnien z przebiegu rozwoju Albatrosa udzielali twórcy L-39: główny konstruktor Jan Vlcek, jego zastępca Havelka oraz pilot oblatywacz Souc. Próby przeprowadzono w tunelach aerodynamicznych w CAGI (Centralny Aero-Hydrodynamiczny Instytut) w ZSRR. Oblot L-39 odbył się 4 listopada 1968 r., prototypy L-39 przechodziły próby w Związku Radzieckim przez 9 miesięcy. Pierwszy lot seryjnego L-39 nastąpił w 1972 r. Największej zmiany dokonano w konstrukcji i umieszczeniu wlotów powietrza. Wg inż. Vlcka w drugiej połowie 1977 r. na wyposażeniu ZSRR, Czechosłowacji oraz Iraku już znajdowało się ponad 500 Albatrosów, a na dostawę takiej samej liczby L-39 Aero zawarło kolejno umowy.

Koncepcja L-39

Nowy samolot musiał spełniać następujące warunki: koszt produkcji miał być możliwie zminimalizowany, samolot zaś musiał być przystosowany do szkolenia wstępnego, dla zaawansowanego treningu oraz do szkolenia bojowego. Z tych względów L-39 wyposażono w silnik o stosunkowo małym ciągu, jak dla tej klasy samolotów, gdyż rozwijający tylko 1687÷1720 daN. Dla porównania Alpha Jet ma 2 silniki po 1324 daN, Hawk 1 silnik o ciągu 2375 daN, Northrop 2x2224 daN i tylko najnowszy hiszpański CASA-101 wyposażony jest w silnik o jeszcze mniejszym ciągu: 1557 daN, ale jest to maszyna przeznaczona głównie dla krajów rozwijających się o małych możliwościach finansowych.

Silnik do L-39 to radziecki AI-25TL — odmiana silnika AI-25 używanego przez kilkadziesiąt lekkich samolotów pasażerskich Jak-40. AI-25TL jest silnikiem dwuprzepływowym dopuszczonym do akrobacji. Z uwagi na wielkoseryjną produkcję AI-25 jest to silnik o dużej niezawodności.

Szeroki zakres możliwości szkolenia i treningu został zapewniony dzięki dobrej sterowności przy małych prędko-



Rys. 2. Pięcisetny Albatros

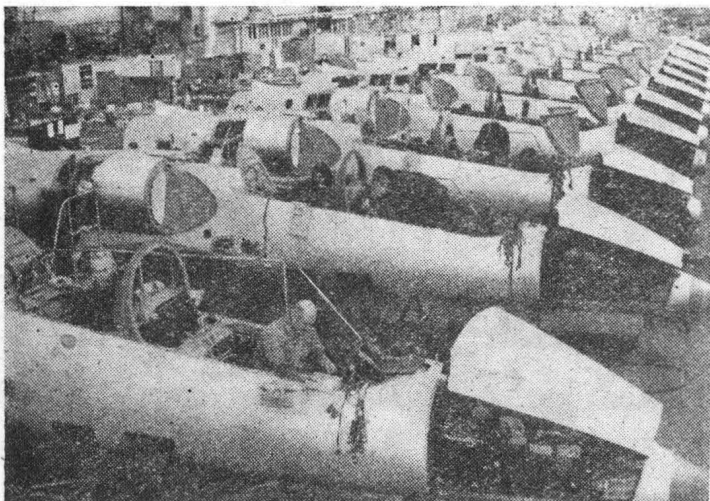
ściach, dobrym właściwościami lotnym przy większych prędkościach oraz bogatemu wyposażeniu. Prędkość minimalna jest niewielka: przy wychyleniu klap o 44° i 75% paliwa w zbiornikach, wynosi ona 155 km/h. Uzyskanie prędkości minimalnej stało się możliwe wskutek ograniczenia obciążenia płatów podczas startu do 232 kg/m² i użyciu dwuszczelinowych klap.

Ponieważ użyty silnik pozwala na osiąganie prędkości maksymalnej nie przekraczającej 750 km/h, pozwala to na ręczne sterowanie samolotem. Pod względem osiągów Albatros jest zbliżony do naszej Iskry, chociaż jest ona starsza o 12 lat od Albatrosa. L-39 wyróżnia się wśród nowych samolotów tej klasy tym, że jest przystosowany do użytkowania na słabo przygotowanych lądowiskach; nie wymaga bowiem betonowych pasów startowych. Ta zaleta wymagała jednak umieszczenia wlotów powietrza ponad płatem, aby uniknąć ewentualnego dostania się do silnika kamieni, piasku lub innych zanieczyszczeń. Do lądowania i startu z gruntowych lotnisk konstruktorzy Albatrosa musieli również znacznie podwyższyć podwozie i zaopatrzyć koła w niskociśnieniowe opony.

Zazwyczaj w technice za uprzywilejowanie jednych cech płaci się skromniejszymi możliwościami w zakresie innych. Mała prędkość lądowania, możliwość korzystania z lotnisk gruntowych musiały być czymś okupione, w tym przypadku — ciężarem użytym. Teoretycznie mając pełne zbiorniki paliwa Albatros może zabrać około 340 kg uzbrojenia, a masa użyteczna samolotu wynosi 1270 kg. Nawet mały i najtańszy samolot CASA-101 ma znacznie większy udźwig użyteczny niż Albatros, a mianowicie 1520 kg. Ponadto zwraca uwagę maksymalna prędkość, niższa o ok. 170÷300 km/h w porównaniu z nowymi samolotami zachodnimi, jak np. Alpha Jet, Hawk, F-5F, czy nawet znacznie starszy MB-326K oraz Iskra.

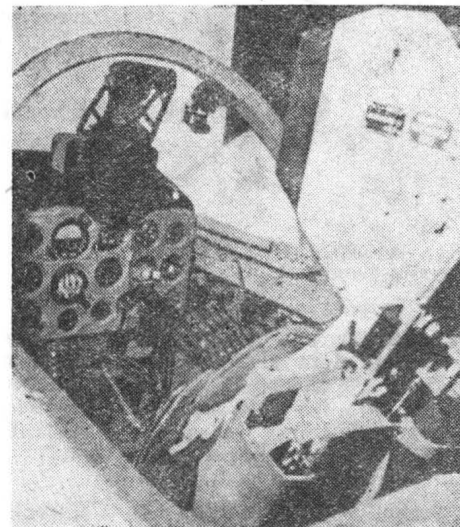
Dużą zaletą jest możliwość wykonywania lotów w bardzo zróżnicowanych warunkach klimatycznych, poczynając od strefy podzwrotnikowej aż do Arktyki.

Kolejnym warunkiem zleceniodawcy było możliwie daleko posunięte podobieństwo kabiny pilota pod względem wyposażenia w przyrządy pokładowe oraz ich rozmieszczenia do kabiny myśliwsko-bombowych samolotów MiG-21. Całkowitej identyczności nie udało się jednak osiągnąć, gdyż w kabinie MiGa przyrządy są umieszczone wokół dużego ekranu urządzenia radiolokacyjnego. Kabina jest wyposażona w fotele wystrzeliwane czeskiej konstrukcji (z poziomu „0” i przy prędkości ponad 150 km/h). Urządzenia przeciwoblodzeniowe znajdują się na przedniej szybie oraz na wlocie powietrza do silnika. Wyposażenie elektroniczne jest bardzo bogate, podobnie jak i uzbrojenie. Albatros ma 4 podskrzydłowe zaczepy do uzbrojenia (bomb, zasobników do niekierowanych rakiet oraz pocisków powietrze-powietrze). Przyrządy celownicze i spusty broni umieszczone są w przedniej kabinie przeznaczony dla ucznia. W odróżnieniu od innych nowoczesnych maszyn tej klasy Albatros nie ma zaczepów do dodatkowych zbiorników paliwa, natomiast ma umieszczone 2 stałe zbiorniki na końcach płata, mieszczących po 156 kg paliwa. Główne zbiorniki (824 kg paliwa) znajdują się poza kabiną pilota. Samolot ma samodzielny rozruch silnika, umożliwia go pomocniczy zespół turbinowy APU konstrukcji francuskiej Turbomeca SV-35 Sapphire-5.



Rys. 3. Linia montażu samolotów L-39 Albatros

Rys. 4. Wnętrze kabiny symulatora lotów dla L-39



System 39: samolot, urządzenie diagnostyczne i symulator

Do samolotu opracowano urządzenie pomocnicze: urządzenie diagnostyczne służące do badania stanu poszczególnych elementów Albatrosa i symulator lotu. Pierwsze z nich w dużym stopniu przyczynia się do obniżenia kosztów konserwacji, drugie — wstępnego szkolenia pilotów.

Braybrook pisze, iż w całym świecie do tej klasy maszyn jedynie dla Albatrosa opracowano automatyczne urządzenie do diagnostyki 236 elementów samolotu. Przeważnie przeprowadza się badanie 120 podstawowych parametrów, co trwa 30 minut. Urządzenie to zamontowane jest na samochodzie dostawczym UAZ-452 wielkości mikrobusu firmy



Rys. 5. Zestaw analityczno-pomiarowy do badania elementów i zespołów samolotu L-39 Albatros

Volkswagen. Zostało ono opracowane tak, aby metody diagnostyki elementów L-39 były takie same, jakie stosuje się do samolotów MiG. Przebieg diagnostyki elementów L-39 przedstawia się następująco: w tyle samochodu znajduje się wysięgnik z przewodami, które są mocowane do odpowiednich gniazd samolotu. Przebieg diagnostyki jest zaprogramowany na taśmie perforowanej. Symulator lotów jest również opracowany przez CSRS. Przed uczniem przewija się trójwymiarowy obraz (utrwalony przez kamerę telewizyjną) lotniska i jego otoczenia. Kabina w miarę zmian obrazu podlega drganiom naśladującym np. uderzenie o lotnisko w chwili lądowania oraz wstrząsy podczas kołowania.

Program szkolenia

Havelka podał na konferencji prasowej, iż w Czechosłowackim lotnictwie wojskowym zrezygnowano ze szkolenia podstawowego na samolotach śmigłowych. Szkolenie rozpoczyna się na symulatorach TL-39. Następnie uczeń przechodzi na samoloty L-29 Delfin. Projektuje się jednak, iż już wkrótce zostanie zakończone szkolenie na samolotach L-29 (ich produkcję zakończono w 1973 r.) a wyszkolenie pilota będzie się odbywało na samolotach L-39, od szkolenia podstawowego do zaawansowanego wraz ze szkołą ognia.

Ostatnio w CSRS przeprowadzono badania testowe systemu szkolenia przyszłych pilotów wojskowych: uczniów podzielono na trzy grupy, z których pierwsza rozpoczęła szkolenia na samolotach Zlin Trener, druga na L-29, a trzecia na L-39. Według specjalistów z CSRS, najmniej efektywne było szkolenie na Zlinach. To stanowisko znajduje się w jaskrawej sprzeczności z praktyką przyjętą we wszyst-

kich krajach zachodnich, zmierzających do obniżenia kosztów szkolenia podstawowego. Jedynym krajem, który doszedł do podobnych wniosków co Czechosłowacja były Włochy, gdzie zrezygnowano ze szkolenia przyszłych pilotów wojskowych na łokowych samolotach Piaggio P-148.

Analizując wyniki testów, Czesi doszli do wniosku, iż najbardziej racjonalne byłoby szkolenie podstawowe i zaawansowane na samolotach L-29, ale ograniczone osiągi tego samolotu oraz niedostateczne jego oprzyrządowanie uniemożliwiają uczniowi bezpośrednio przejście do kabiny samolotu myśliwskiego. Natomiast pełny cykl szkolenia na L-39 pozwala na natychmiastowe rozpoczęcie szkolenia na samolotach MiG-21.

Projektowane szkolenie pilotów wojskowych ma mieć następujący przebieg: 2 godziny na symulatorach lotu TL-39, 20 godzin lotów z instruktorem (12÷13 godzin na L-39), 50 godzin lotów samodzielnych na L-39, po których w zależności od wrodzonych dyspozycji ucznia będzie on kierowany do wyspecjalizowanych szkół pilotów transportowych, śmigłowcowych lub szybkich odrzutowych samolotów myśliwsko-bombowych. Piloci myśliwscy otrzymują dodatkowe

przeszkolenie (120 godzin) i trening bojowy (20 godzin), następnie będą kierowani do szkolenia na samolotach bojowych.

Eksport L-39

Albatros może stać się poważnym przedmiotem eksportu. Będzie budowany w długiej serii na zamówienia Związku Radzieckiego i kilku państw socjalistycznych oraz państw arabskich o lewicowym ustroju. Z powodu znacznie wyższych osiągnięć w porównaniu z L-29 (a więc i bez porównania wyższej ceny), sprzedażny rekord Delfina prawdopodobnie nie będzie osiągnięty, ale nie będzie przesadą określenie liczby zbudowanych Albatrosów na ok. dwa tysiące sztuk. Oznacza to, iż przy rozłożeniu kosztów prac badawczo-rozwojowych, przygotowania produkcji itp. na tak wielką serię, ich cena nie powinna być specjalnie wygórowana. Wspomina się, iż w eksporcie może się ona wahać od 750 tys. dolarów w 1977 r. (wg Hawelki) do 1500 tys. dol. w 1978 r. Co można nawet uznać na swojego rodzaju ceną dumpingową dla tej klasy samolotów. Reasumując, jesteśmy skłonni wróżyć Albatrosowi duże powodzenie eksportowe.

Aerodynamika skrzydła szybowca wyposażonego w klapolotkę o znacznej rozpiętości

Mgr inż. WIESŁAW STAFIEJ

Mgr inż. JERZY PTAK

PZL Bielsko-Biała

W artykule przedstawiono spostrzeżenia poczynione w czasie analizy układu skrzydła z klapolotką na całej rozpiętości. Układ taki zaczyna być coraz częściej wykorzystywany we współczesnych konstrukcjach klasy 15 m z dowolną mechanizacją pilota.

Klapolotka o znacznej rozpiętości stanowi jedno z rozwiązań interesujących konstruktora, poszukującego optymalnych układów aerodynamicznych skrzydła szybowca zawodniczego.

Współczesna taktyka przelotów szybowcowych zmierza do uzyskania jak najwyższych średnich prędkości przelotowych zależnych od prędkości przeskoków międzykominowych oraz warunków meteorologicznych i kształtu biegunowej prędkości szybowca. Stąd wywodzi się dążenie do zapewnienia jak najwyższych prędkości przeskoku przez zwiększenie obciążenia powierzchni nośnej, powiększając masę balastu wodnego. Względny natury wytrzymałościowej oraz ograniczone miejsce w kadłubie zmuszają do stosowania zbiorników balastowych w skrzydle. Ograniczona przestrzeń wewnątrz struktury skrzydła (keson) zmusza do wydłużenia zbiornika balastowego w kierunku końcówek skrzydła. Konsekwencją tego jest zmiana rozkładu masy wzdłuż rozpiętości płata, dając wzrost momentu bezwładności szybowca wokół osi podłużnej.

Konieczność zachowania wymaganej sterowności poprzecznej powoduje, iż lotki muszą być zdolne do wytworzenia

odpowiedniego momentu przechylającego. Ograniczone możliwości zwiększania wychyleń lotki prowadzą do powiększania jej powierzchni przez wzrost rozpiętości (przy optymalnej głębokości lotki), a w granicy do lotki zajmującej prawie całą rozpiętość skrzydła. Jednakże skuteczność lotki uzyskiwana przez wydłużenie jej w kierunku kadłuba nie wzrasta proporcjonalnie do jej powierzchni, albowiem ramię wypadkowej siły aerodynamicznej na płacie względem środka ciężkości szybowca ulega wówczas skróceniu. Układ wymaga więc analizy, pozwalającej na określenie efektów uzyskiwanych na wspomnianej wyżej drodze.

Współczesne szybowce zawodniczej klasy otwartej i rozszerzonej klasy standard (dopuszczalna mechanizacja płata przy zachowaniu rozpiętości do 15 m) stosują z reguły profile o geometrii zmiennej w locie przez zastosowanie kłapy wysklepiającej (małe prędkości lotu) wychylanej również do góry (duże prędkości). Wychylenia kłapy w obu tych przypadkach są symetryczne na lewym i prawym skrzydle.

Klapolotka łączy w sobie funkcje kłapy i lotki. Jest więc ruchomą częścią profilu pozwalającego po wychyleniu na zmianę współczynników aerodynamicznych skrzydła działającą bądź jako kłapa (symetryczne wychylenia na obu skrzydłach), bądź jako lotka (wychylenia niesymetryczne).

Układ geometryczny

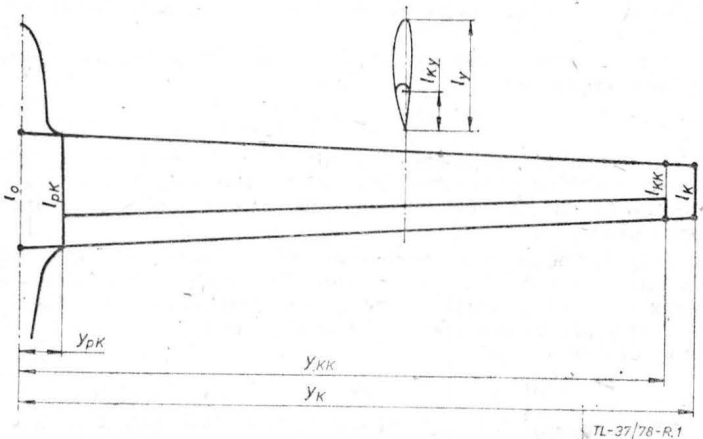
Względny praktyczne nie pozwalają na stosowanie klapolotki na całej rozpiętości skrzydła (rys. 1). Naturalne ograniczenia stanowią:

- partia kadłubowa teoretycznego płata nośnego,
- końcówka skrzydła, opierana podczas postoju na ziemi o powierzchnię podłoża musi zapewnić zabezpieczenie klapolotki przed uszkodzeniami przy wychyleniu do dołu.

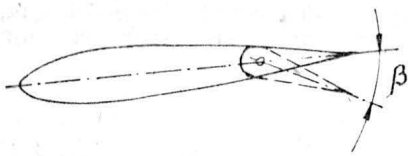
Wielkościami charakterystycznymi układu zgodnie z oznaczeniami na rys. 1 są:

- głębokość klapolotki $\tau = \frac{l_{ky}}{l_y}$
- rozpiętość klapolotki $y_{kk} - y_{pk}$
- powierzchnia klapolotki $S_k = \tau \frac{l_{pk} + l_{kk}}{2} y_k$
- rozpiętość połówki płata y_k
- powierzchnia połówki płata $S_p = \frac{l_o + l_k}{2} y_k$
- powierzchnia przykadłubowej partii skrzydła (połówki płata)

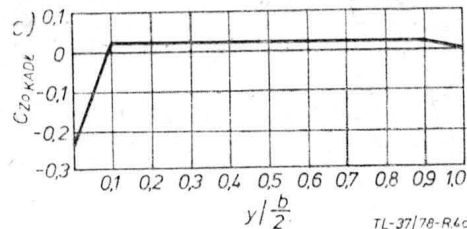
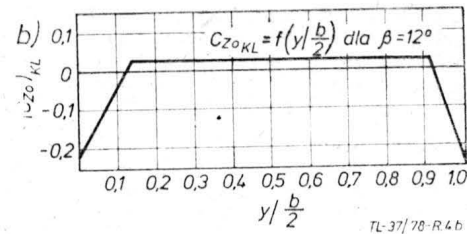
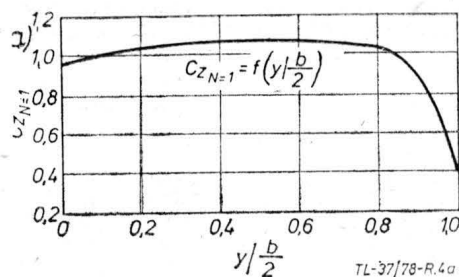
$$S_{pk} = \frac{l_o + l_{pk}}{2} y_{pk}$$



Rys. 1. Oznaczenia wymiarów skrzydła i klapolotki



Rys. 2. Kąt wychylenia klapolotki β



Rys. 4a. Rozkład współczynników siły nośnej wzdłuż rozpiętości (normalny), b — rozkład zerowy współczynników siły nośnej wywołany zwichrzeniem aerodynamicznym w części skrzydła objętej klapolotką, c — rozkład zerowy współczynników siły nośnej wywołany obecnością kadłuba

— powierzchnia partii końcówki skrzydła

$$S_{sk} = \frac{l_{kk} + l_k}{2} (y_k - y_{kk})$$

Wychylenia klapolotki o kąt β (rys. 2) powoduje przyrost kąta natarcia skrzydła:

$$\Delta a = \frac{\partial a}{\partial \beta} \beta$$

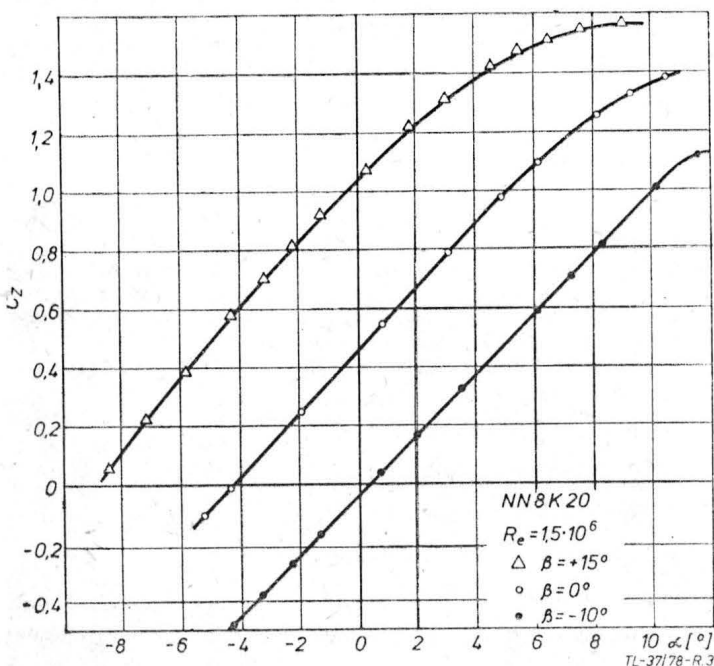
i związany z nim przyrost współczynnika siły nośnej:

$$\Delta C_z = \frac{d C_z}{d a} \Delta a$$

Rozkład wyporu wzdłuż rozpiętości

Współczesne profile szybowcowe, przewidziane do współpracy z klapą badane są tunelowo w konfiguracji gładkiej i wysklepionej. Współczynniki aerodynamiczne podawane są więc w funkcji kąta natarcia z parametrem, jaki stanowi kąt wychylenia klapy (do góry i do dołu). Jako przykład przedstawiono charakterystykę współczynnika siły nośnej profilu NN 8 K 20 (rys. 3) dla trzech różnych konfiguracji klapy przy zadanej liczbie Reynoldsa.

W przypadku konfiguracji wysklepionej współczynnik siły nośnej na skrzydle wyznaczony jest przez zależność:



Rys. 3. Zmiana $C_z = f(\alpha)$ w zależności od kąta wychylenia klapolotki β

$$C_z = \frac{\int_0^{y_{pk}} C_{z\beta=0} \cdot l_y dy + \int_{y_{pk}}^{y_{kk}} C_{z\beta \neq 0} \cdot l_y dy + \int_{y_{kk}}^{y_k} C_{z\beta=0} \cdot l_y dy}{\int_0^{y_k} l_y dy}$$

Rozkład współczynnika siły nośnej wzdłuż rozpiętości skrzydła zawiera następujące składowe:

- rozkład normalny,
- rozkład zerowy wywołany obecnością kadłuba,
- rozkład zerowy wywołany zwichrzeniem aerodynamicznym części skrzydła objętej wychyloną klapolotką.

Przykłady kształtu tych rozkładów (wyznaczonych metodą Schrenka) przedstawiono na rysunkach 4a, 4b i 4c. Dla celów analizy obliczeniowej założono płat o następującej charakterystyce:

- rozpiętość 15 m,
- wydłużenie 21,
- stosunek cięciw $l_k/l_o = 0,463$,
- głębokość klapolotki $\tau = 0,2$,
- rozpiętość klapolotki $y_{kk} - y_{pk} = 6,7$ m.

Rozkład normalny dotyczy rzędnych współczynnika siły nośnej na płacie dla wypadkowej wartości $C_z = 1,0$. Rozkład zerowy wywołany oddziaływaniem kadłuba jest niezależny od kąta natarcia płata:

$$(C_{z0})_{kadl} = f(\alpha) = \text{const}$$

Rozkład zerowy związany ze zwichrzeniem aerodynamicznym na partii wychylonej klapolotki również nie zależy od kąta natarcia, jest natomiast funkcją wysklepienia profilu przez wychylenie klapolotki o kąt β . Na rys. 4c podano rozkład zerowy dla wychylenia klapolotki o kąt $\beta_0 = 12^\circ$. Dla każdego innego wychylenia rzędne rozkładu muszą być skorygowane:

$$(C_{z0})_{\beta y} = K \cdot (C_{z0\beta_0 = 12^\circ})_y$$

dla danego rozpatrywanego przekroju skrzydła odległego o y od płaszczyzny symetrii szybowca. Zależność współczynnika korekcyjnego K od kąta wychylenia klapolotki przedstawiono na rys. 5.

Wypadkowy współczynnik siły nośnej na płacie jest sumą trzech rzędnych:

$$C_z = C_{z\text{norm}} + C_{z0\text{kadl}} + C_{z0\beta}$$

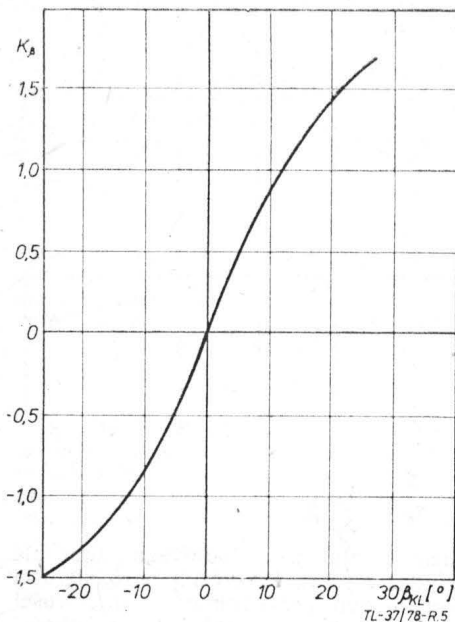
Tak określony współczynnik siły nośnej pozwala na wyznaczenie charakterystyki aerodynamicznej szybowca w symetrycznych stanach lotu, a więc gdy klapolotka spełnia rolę klapy.

Gdy klapolotka spełnia rolę lotki należy oddzielić od siebie współczynnik siły nośnej dla konfiguracji gładkiej oraz przyrost wywołany zmianą wysklepienia profilu. Rzędna wypadkowego współczynnika siły nośnej w przekroju y wyniesie wówczas:

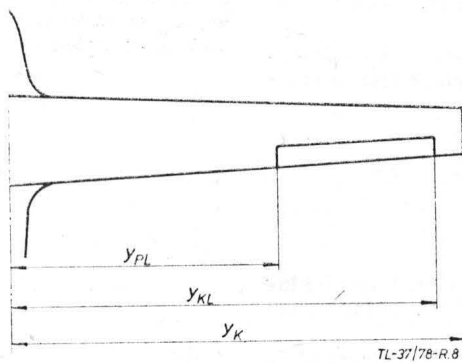
$$C_{zy} = [(C_{z\text{norm}} + C_{z0\text{kadl}})_{\beta=0} + (\Delta C_{z\text{norm}} + C_{z0\beta})_{\beta \neq 0}]_y$$

Współczynnik siły nośnej dla całego płata należy wyznaczyć superponując:

- człon dla konfiguracji gładkiej

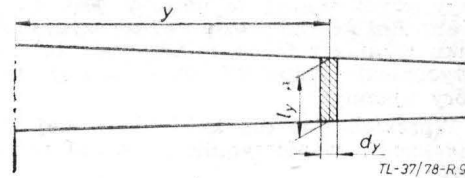


Rys. 5. Zależność współczynnika korekcyjnego K od kąta wychylenia klapolotki β_{KL}

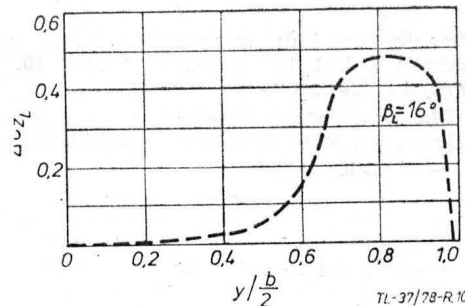


Rys. 8. Porównawczy układ lotki klasycznej

Rys. 10. Przebieg przyrostu rozkładu siły nośnej C_z wzdłuż rozpiętości $y \neq b/2$ w wyniku wychylenia lotki klasycznej



Rys. 9. Element skrzydła wywołujący momenty



Zmianę przyrostu ΔC_z w funkcji kąta wychylenia klapolotki β dla przykładowego skrzydła podano na rys. 6. Wychylenie klapolotki powoduje również zmianę współczynnika momentu względem punktu leżącego w 25% cięciwy. Zmianę tę dla profilu NN 8 K 20 przedstawiono na rys. 7.

Oznaczając współczynnik momentu profilu dla konfiguracji gładkiej w przekroju y przez $(C_{m0})_y$ oraz przyrost współczynnika momentu wywołany wychyleniem klapolotki przez $(\Delta C_{m0})_y$ otrzymujemy wzór na wypadkowy współczynnik momentu dla płata:

$$(C_{m0})_{\beta \neq 0} = \frac{\int_0^{y_k} (C_{m0})_y l_y^2 dy + \int_{y_{pk}}^{y_{kk}} (\Delta C_{m0})_y l_y^2 dy}{l_a \int_0^{y_k} l_y dy}$$

gdzie: l_a — jest średnią cięciwą odniesienia płata.

Poprzeczna efektywność klapolotki

Miarą poprzecznej efektywności klapolotki jest wielkość współczynnika momentu przechylającego i porównanie skutków jakie daje klapolotka o znacznej rozpiętości w zestawieniu z łotką klasyczną, a także porównanie niezbędnych wychyleń obu tych urządzeń.

Z uwagi na konieczność skompensowania momentu kierunkowego powodowanego przez niesymetrię sił oporu lewej i prawej połówek płata, opływanych w zakręcie z różną prędkością strug, należy wielkość wychyleń niesymetrycznych lewej i prawej klapolotki zróżnicować, podobnie jak w przypadku łotek klasycznych.

W celu analizy porównawczej wprowadzono układ z łotką klasyczną (rys. 8) płata o podanej uprzednio charakterystyce.

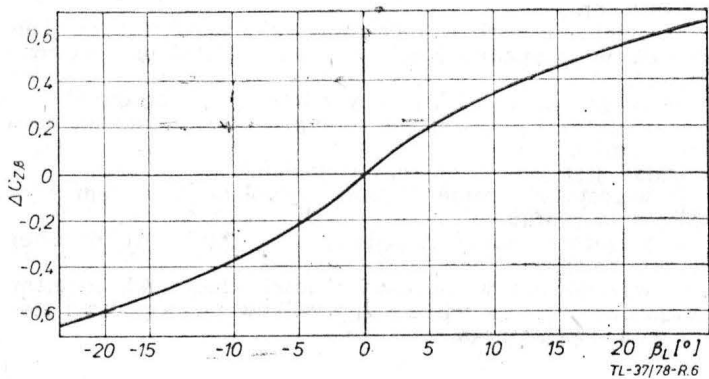
Wielkość momentu przechylającego zależy od przyrostów współczynnika siły nośnej związanych z wychyleniem różnicowym klapolotki jako łotki. Oznaczając rzędną tego przyrostu w dowolnym przekroju płata y przez $(\Delta C_{zk})_y$ i pamiętając, że przyrosty na lewym i prawym skrzydle są różne, z uwagi na różnorodność wychyleń:

$$(\Delta C_{zk})_{yprawy} \neq (\Delta C_{zk})_{ylewy}$$

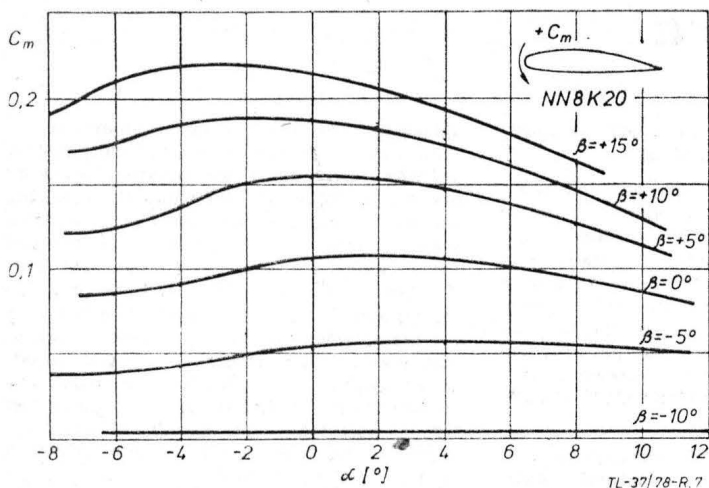
uzyskuje się wypadkowy współczynnik momentu przechylającego szybowiec (wg oznaczeń na rys. 9) w formie zależności:

$$(C_{przech})_K = \frac{\int_0^{y_k} [(\Delta C_{zk})_{yprawy} - (\Delta C_{zk})_{ylewy}] y \cdot l_y dy}{b \int_0^{y_k} l_y dy}$$

Rys. 7. Zmiana współczynnika momentu profilu C_m w zależności od kąta wychylenia klapolotki β . Moment mierzono względem punktu leżącego w odległości 25% cięciwy od krawędzi natarcia



Rys. 6. Przyrost współczynnika siły nośnej ΔC_z w funkcji kąta wychylenia klapolotki β



przy czym C_{przech} odniesiony jest do połowy rozpiętości płata. Różnica przyrostów współczynnika siły nośnej w liczniku wynika z faktu, iż przyrosty te mają przeciwny znak (wychylenie klapolotki do dołu daje przyrost dodatni, do góry ujemny).

Wprowadzając dla lotki klasycznej indeks L w miejsce indeksu K współczynnik momentu przechylającego wyrazi wzór:

$$(C_{przech})_L = \frac{\int_0^{y_k} [(AC_{zL})_{y_{praw}} - (AC_{zL})_{y_{lew}}] y \cdot l_y dy}{b \int_0^{y_k} l_y dy}$$

Przebieg rozkładu wyporu w wyniku wychylenia lotki klasycznej o kąt 16° podano na rys. 10, dla przykładowego skrzydła trapezowego.

Dla powyższych równań można wprowadzić wyrażenie zależne od kąta wychylenia ruchomej części profilu:

— dla klapolotki:

$$\Delta C_{zK} = \frac{dC_z}{da} \cdot \frac{\partial a}{\partial \beta} \beta_K$$

— dla lotki klasycznej:

$$\Delta C_{zL} = \frac{dC_z}{da} \cdot \frac{\partial a}{\partial \beta} \beta_L$$

Ponadto przy stałej różnicowości wychyleń R :

$$\beta_{K_{lew}} = R \cdot \beta_{K_{praw}}$$

$$\beta_{L_{lew}} = R \cdot \beta_{L_{praw}}$$

można wychylenie na jednym skrzydle potraktować jako zmienną niezależną, dochodząc do ogólnej zależności:

$$(C_{przech})_K = \Phi_K \cdot \beta_K$$

$$(C_{przech})_L = \Phi_L \cdot \beta_L$$

gdzie:

$$\Phi_K = \frac{\int_0^{y_k} \left\{ \frac{dC_z}{da} \left[\left(\frac{\partial a}{\partial \beta} \right)_{K_{lew}} - \left(\frac{\partial a}{\partial \beta} \right)_{K_{praw}} \right] \right\} y \cdot l_y dy}{b \int_0^{y_k} l_y dy}$$

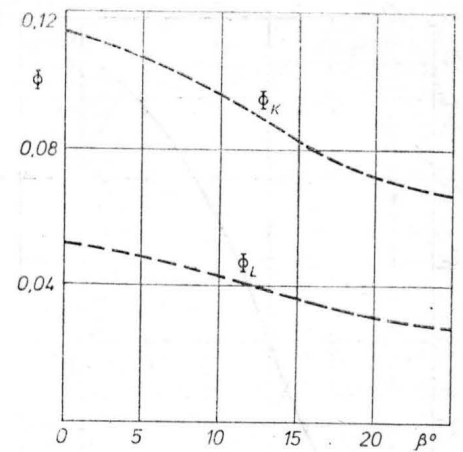
$$\Phi_L = \frac{\int_0^{y_k} \left\{ \frac{dC_z}{da} \left[\left(\frac{\partial a}{\partial \beta} \right)_L - \left(\frac{\partial a}{\partial \beta} \right)_{L_{praw}} \right] \right\} y \cdot l_y dy}{b \int_0^{y_k} l_y dy}$$

Aby zachować identyczną skuteczność klapolotki i lotki klasycznej, konieczne jest spełnienie warunku:

$$\Phi_K \beta_K = \Phi_L \beta_L$$

a równoważny lotce kąt wychylenia klapolotki wynosi:

Rys. 11. Porównanie efektywności klapolotki Φ_K z efektywnością lotki klasycznej Φ_L w zależności od kąta wychylenia β



$$\beta_K = \frac{\Phi_L}{\Phi_K} \beta_L$$

Analiza przeprowadzona dla przykładowego skrzydła z klapolotką i dla skrzydła z lotką klasyczną o rozpiętości 2,4 m, przy zachowaniu w obu przypadkach różnicowości $R = 1,67$ pozwoliła na wykreślenie przebiegu wielkości Φ_K i Φ_L (rys. 11).

Wnioski

Wzrost masy balastu wodnego powoduje zwiększenie momentu bezwładności szybowca wokół osi podłużnej. Zachodzi konieczność wytworzenia odpowiedniego momentu przechylającego za pomocą urządzenia bardziej efektywnego od lotki klasycznej. Urządzeniem takim może być lotka o znacznie zwiększonej rozpiętości, wykorzystywana równocześnie jako kłapa.

Zaletami układu klapolotki są:

- wyższa efektywność poprzeczna w porównaniu z lotką klasyczną,
- znacznie niższe kąty wychyleń klapolotki w porównaniu z lotką klasyczną dla zachowania identycznej skuteczności,
- wykorzystanie klapolotki jako klapy w symetrycznych stanach lotu,
- likwidacja aerodynamicznych nieciągłości w rozkładzie ciśnień, w przypadku rozciągnięcia klapolotki na całą rozpiętość,
- integracja napędów klapy i lotki w jeden zespół,
- ułatwienie procesu produkcyjnego przez zmniejszenie ilości części.

Układ jest jednak obciążony wadami:

- wzrasta skręcanie kesonu wywołane wzrostem wyklepnięcia profilu,
- sprzężony układ napędowy klapolotki jest bardziej skomplikowany,
- wyższy, niż w przypadku lotki klasycznej, moment zawiasowy wymaga większych wysiłków pilota podczas sterowania poprzecznego.

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

Poniżej sygnalizujemy rozwiązania z dziedziny wyposażenia agrolotniczego i in. zgłoszone do ochrony w Urzędzie Patentowym PRL przez Instytut Lotnictwa w Warszawie.

● Wzór użytkowy współtwórców: A. Pobudkiewicz i A. Zagórowskiego przedstawia łącznik do kompensacji przemieszczeń poprzecznych rurociągu transportu pneumatycznego. Istota rozwiązania polega na tym, że łącznik umieszczony między rurociągiem a pionowo przemieszczającym się zbiornikiem, wykonany z materiału elastycznego, ma co najmniej dwa poprzeczne garby i między nimi pierścień usztywniający. Zgłoszenie jest opublikowane w Biuletynie Urzę-

du Patentowego (BUP) nr 2/1977, w klasie F 16 l (F 16 L), pod nr W. 55 293.

● Wzór użytkowy czterech współtwórców, którego przedmiotem jest urządzenie dozujące do materiałów sypkich, ściślej — nawozów sztucznych. Urządzenie składa się z kłap dozujących osadzonych na osłach w komorze zsykowej zbiornika, które powodują dozowanie wysypującego się nawozu. Przewidziano odpowiednie usytuowanie kanału do komory zsykowej. Zgłoszenie opublikowano w BUP jw., w klasie G01F (G01F), pod nr W. 55 292.

● Wzór użytkowy A. Pobudkiewicza i J. Okońskiego przedstawia urządzenie przy-

spieszające wypływ cieczy ze zbiornika samolotowego, zwłaszcza w akcjach gaszenia pożarów. Urządzenie ma przymocowaną do otworu wylotowego zbiornika i rozbieżną ku dołowi dyszę, która zakryta jest na dole kłapą. Dysza podtrzymywana jest sztywną ramą. Rama i dysza mogą zajmować dwa skrajne położenia. Przy przechodzeniu do tych położeń rama obraca się wokół osi, a do przemieszczania gardzieli dolnej wykorzystywana jest elastyczność środkowego odcinka dyszy. Do przemieszczania ramy użyto dwa siłowniki. Rozwiązanie chronione jest trzema zastrzeżeniami. Zgłoszenie opublikowano w BUP nr 6/1977, w klasie B64 d (B64 D), pod nr W. 54 976.

Klejenie w konstrukcjach lotniczych

Dr inż. ROMAN ŚWITKIEWICZ

Politechnika Warszawska

Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej

Klejenie ma jeszcze ciągle ograniczony zakres zastosowań, pomimo że ma wiele zalet w porównaniu z innymi metodami łączenia. Autor omawia warunki zastosowania połączeń klejonych, w których są one konstrukcyjnie, technologicznie i ekonomicznie uzasadnione.

Prof. Franciszek Misztal pisał w 1956 r. [11]: *Rozpowszechniające się coraz bardziej klejenie części konstrukcji metalowych za pomocą klejów syntetycznych wnosi wiele cennych korzyści w porównaniu z innymi rodzajami łączenia, jak nitowanie, spawanie, zgrzewanie. Korzyści te uwydatniają się szczególnie w zastosowaniu klejenia do łączenia elementów powłokowych konstrukcji lotniczych, a również samochodowych.*

Konfrontując użyty w cytacie zwrot — *rozpowszechniające się coraz bardziej klejenie* z istniejącym obecnie stanem w zakresie rozwoju i zastosowania techniki klejenia, ogólnie można stwierdzić że:

— w skali światowej klejenie zdobyło sobie już prawo obywatelstwa, można bowiem wskazać wiele przykładów udanych konstrukcji klejonych produkowanych seryjnie (konstrukcje przekładkowe, łopaty śmigłowców itd.), ciągle jednak zakres zastosowań jest ograniczony, a korzyści nie w pełni wykorzystane (np. w budowie samolotów dominuje nitowanie, a w budowie samochodów zgrzewanie),

— w krajowym przemyśle maszynowym w zdecydowanej większości zakładów, a zatem i wyrobach, klejenie traktowane jest nadal jako technika przyszości, zaś w zakładach lotniczych można wskazać tylko jeden przykład seryjnie produkowanej konstrukcji klejonej (metalowe łopaty śmigłowca). W tych warunkach zrozumiała będzie próba określenia przyczyn i ograniczeń — głównie techniczno-organizacyjnych — będących powodem takiego stanu.

Cały cykl powstania konstrukcji klejonych podzielić można na następujące główne etapy:

- projektowanie,
- próby i przygotowanie produkcji,
- produkcja.

Podkreślić należy ścisłe powiązanie i wzajemną współzależność pomiędzy wymienionymi etapami tego cyklu oraz wynikami uzyskanymi w czasie eksploatacji konstrukcji klejonych. Trafność decyzji i rozwiązań przyjętych w dwóch

pierwszych etapach znajdzie odbicie w stopniu złożoności procesu produkcji, liczbie braków i zgodności własności konstrukcji z wymaganiami w czasie jej użytkowania, zaś sama produkcja musi podlegać określonym wymogom do uzyskania w sposób powtarzalny pewnych złączy klejonych o założonych właściwościach. W dalszych rozważaniach wzięto pod uwagę jedynie etap projektowania, gdyż większość programów związanych z zastosowaniem techniki klejenia — rozpoczyna się w tym etapie i kończy w nim. W pierwszej kolejności starano się wyodrębnić główne elementy etapu projektowania oraz określić ich powiązania. Analiza struktury tych elementów i obowiązujących powiązań doprowadziła do wykrycia pewnych niedostatków wiedzy oraz czynników, które w czasie projektowania uchodzą z pola widzenia konstruktora, co w efekcie końcowym daje konstrukcje, które nie są w stanie sprostać stawianym wymaganiom.

Projektowanie konstrukcji klejonych

Główne elementy etapu projektowania konstrukcji klejonych oraz ich wzajemne powiązanie pokazuje schemat na rys. 1.

Wymagania techniczne

Z ogólnie sprecyzowanych wymagań technicznych w odniesieniu do całej konstrukcji wynikają wymagania specyficzne dotyczące połączeń klejonych rozpatrywanej konstrukcji. Wymagania specyficzne dla połączeń klejonych określane są zwykle w odniesieniu do następujących danych:

- właściwości wytrzymałościowych, a w tym: wytrzymałości statycznej, sztywności, trwałości zmęczeniowej, zakresu temperatur użytkowania, odporności i połączeń na wpływ środowiska i innych czynników,
- dokładności odwzorowania geometrii obrysów zewnętrznych i chropowatości powierzchni klejonej konstrukcji.

Wstępna koncepcja konstrukcji

Ze wstępnej koncepcji układu konstrukcji, pierwsze ustalenia istotne dla połączeń dotyczą rozwoju materiałów, z których wykonane będą elementy złączy klejonych. Pomijając drewno, można wyróżnić następujące ogólne rodzaje połączeń:

- metal-metal, a w tym złącza wykonane z metali jednokowych, jak np. dural-dural oraz złącza wykonane z metali różnych, jak np. dural-stal,
- metal — tworzywo sztuczne, a w tym złącza, metal-tworzywo jednorodne oraz metal-tworzywo zbrojone włóknem szklanym.

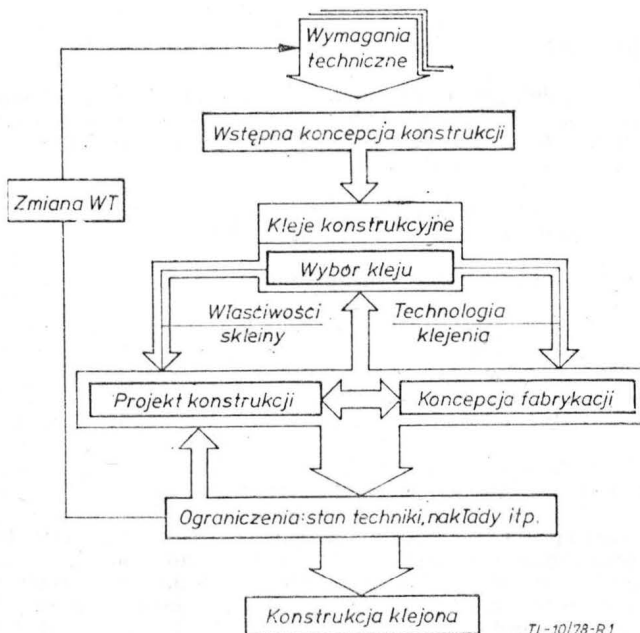
Dalsze ustalenia to określenie typu połączeń w konstrukcji oraz sposobu ich obciążenia, jak np. połączenie zakładkowe czy połączenie nakładka wzmacniająca pracujące na rozciąganie lub połączenie zakładkowe obciążone wydatkami naprężeń stycznych, itd.

Kleje konstrukcyjne

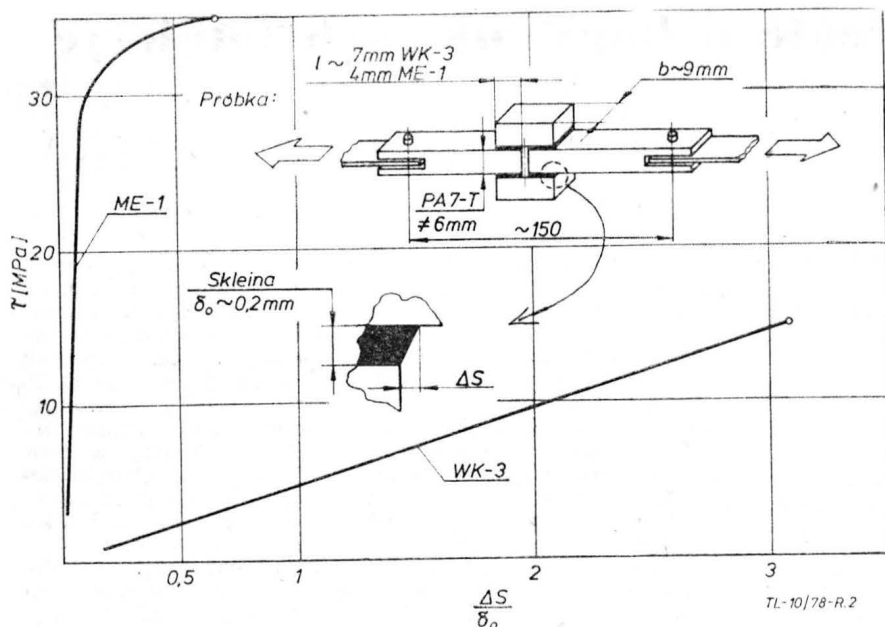
Podstawą do zaprojektowania dobrej konstrukcji jest oczywiście możliwość wyboru najbardziej odpowiedniego w danych warunkach kleju. Dostępne obecnie w kraju kleje konstrukcyjne, oparte na żywicach syntetycznych, charakteryzują się bardzo zróżnicowanymi właściwościami mechanicznymi. Ogólnie można wyróżnić dwie zasadnicze grupy klejów:

- kleje o małej podatności (sztywne),
- kleje o dużej podatności (elastyczne).

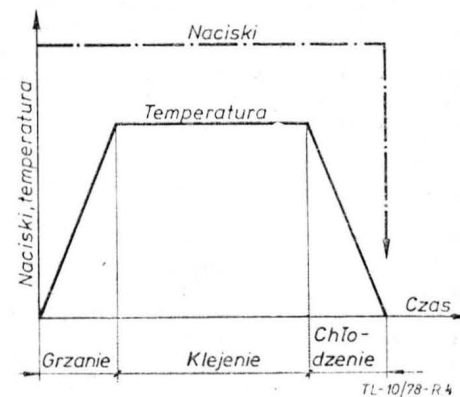
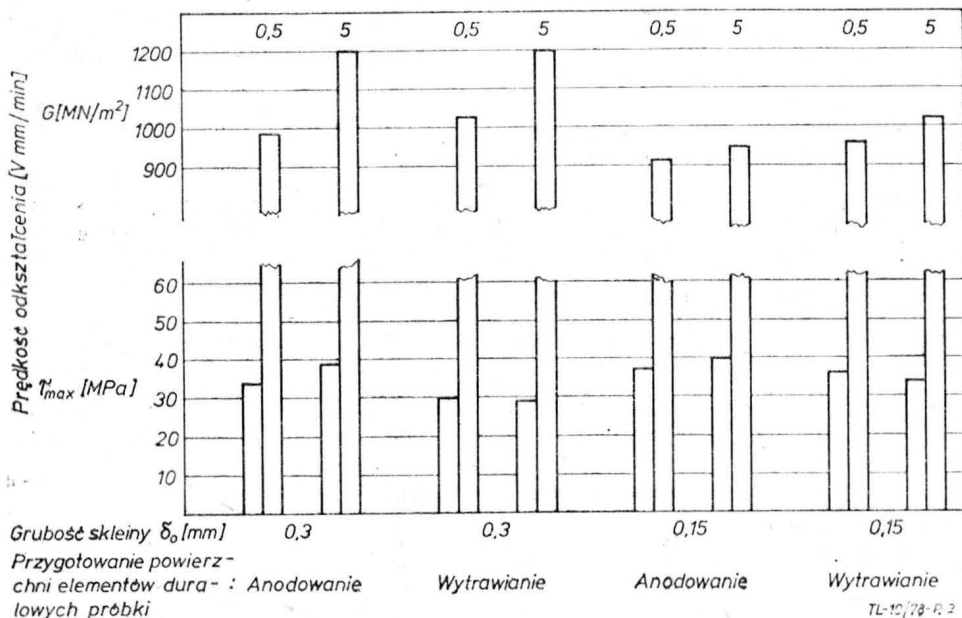
Przez podatność rozumie się tu $J = 1/G$, gdzie G oznacza moduł sprężystości postaciowej klejiny z utwardzonego kleju. Wartość modułu G dla klejów sztywnych wynosi $G > 300 \text{ MN/m}^2$, zaś dla klejów elastycznych jest w granicach 10 MN/m^2 . Wytrzymałość na ścinanie w warunkach



Rys. 1. Etap projektowania konstrukcji klejonych



Rys. 2. Właściwości skleiny kleju ME-1 i WK-3 podczas ścinania. (Warunki badań: temp. 20°C, prędkość odkształcenia $\dot{V} = 0,15$ mm/min)



Rys. 4. Parametry utwardzania kleju

Rys. 3. Właściwości skleiny kleju KŁN-1. (Warunki badań: temp. 20°C)

obciążeń statycznych, wyznaczona na znormalizowanych próbkach zakładkowych dla omawianych klejów konstrukcyjnych, obejmuje zakres od 10 MN/m² do około 40 MN/m². Wytrzymałość ta maleje wraz ze wzrostem temperatury złącza klejonego. Zalecany zakres temperatur użytkowania omawianych klejów mieści się w granicach -60°, +350°C, przy czym dla większości klejów istotny spadek wytrzymałości na ścinanie następuje już w ok. 100÷150°C. Dodac należy, że w ostatnich latach opracowano wiele klejów o dobrych właściwościach wytrzymałościowych w podwyższonych temperaturach, pozostaje to w związku z rozwojem konstrukcji samolotów szybkich i techniki kosmicznej. Można wskazać kleje [12] przystosowane do długotrwałej pracy dla samolotów w temperaturach 350÷400°C, a raket nawet do 2000°C i więcej. Trudno jednak powiedzieć, że w naszych warunkach są to kleje dostępne.

W zakresie właściwości technologicznych, omawianych klejów, można stwierdzić, że zdecydowana większość to kleje termoutwardzalne występujące w postaci folii (standardowa grubość skleiny po utwardzeniu ok. 0,2 mm).

Typowe parametry klejenia przedstawiają się następująco:

- temperatura klejenia w granicach 165°C,
- naciski 0,2÷1 MPa,
- czas klejenia ok. 1 h.

Zestawienie charakterystycznych właściwości dla wybranych klejów konstrukcyjnych podano w tablicy.

Wybór kleju

Najistotniejszym problemem w etapie projektowania konstrukcji klejonych jest wybór kleju. Aby dokonać wyboru optymalnego w danych warunkach kleju, niezbędna jest znajomość następujących danych:

- właściwości wytrzymałościowe warstwy skleiny,
- właściwości technologiczne kleju,
- wymagania bhp w czasie klejenia.

Niezbędne właściwości wytrzymałościowe skleiny

Właściwości skleiny dla danego kleju zależą głównie od:

- grubości skleiny,
- parametrów utwardzania (temp., naciski, czas),
- materiału elementów złącza,
- sposobu przygotowania powierzchni elementów do klejenia,

- parametrów próby, w której te właściwości są wyznaczane (temperatura, prędkość odkształcenia). Podstawowe właściwości skleiny, tzn. wytrzymałość na ścinanie τ_{max} i moduł sprężystości postaciowej G , określa charakterystyka obciążenie-odkształcenie w zakresie do obciążeń niszczących wyłącznie w warunkach odpowiadających statycznym obciążeniom ścinającym płaskich połączeń klejonych. Skleina w próbkach zastosowanych do badań musi być wykonana wg technologii, jak w projektowanej konstrukcji klejonej i o tej samej grubości, zaś konstrukcja samej

próbki musi zapewnić bardzo zbliżony do stałego rozkład naprężeń tnących wzdłuż skleiny. Dla przykładu, na rys. 2 przedstawiono charakterystykę obciążenie-odkształcenie, $\tau = f(\Delta S/\delta_0)$, dla sklein wykonanych z kleju ME-1 i WK-3 w złączu dural-dural. Moduł sprężystości postaciowej dla skleiny można wyznaczyć z zależności $G = \tau(\Delta S/\delta_0)$. Wpływ grubości skleiny, sposobu przygotowania powierzchni elementów klejonych oraz prędkości odkształcania dla sklein wykonanych z kleju KŁN-1 w połączeniu dural-dural, przedstawiono na rys. 3. Obok znajomości τ_{max} , G i przebiegu krzywej obciążenie-odkształcenie dla określenia poziomu naprężeń tnących dopuszczalnych do skleiny: τ_{dop} ; żądana jest znajomość również właściwości zmęczeniowych oraz relaksacyjnych skleiny. Dodać należy, że błędem jest wyznaczanie omawianych właściwości skleiny na próbkach wyciętych z utwardzonego kleju. Tak wyznaczony, np. moduł sprężystości postaciowej dla kleju ME-1; $G = 1100 \text{ MN/m}^2$ [4], różni się istotnie od wyznaczonego dla skleiny o grubości 0,2 mm w połączeniu dural-dural, gdzie $G = 380 \text{ MN/cm}^2$ [14].

Właściwości technologiczne klejów

Przy wyborze kleju istotna jest znajomość następujących danych:

Postać kleju — tzn. np. płyn czy folia, przy zastosowaniu kleju płynnego znacznie trudniej jest niż przy pracy z folią, uzyskać w sposób powtarzalny skleiny o wymaganej grubości.

Właściwości nietwardzonego kleju — tzn. lepkość klejów płynnych lub tzw. przylepność folii kleju do klejonych elementów — to drugie bardzo upraszcza czynności przy nakładaniu kleju i zastawianiu konstrukcji do klejenia.

Parametry utwardzania skleiny — tzn. niezbędny cykl cieplny i naciski w czasie klejenia (rys. 4). Wymagane: temperatura, naciski i czas dla utwardzenia skleiny określają parametry oprzyrządowania i decydują o cyklu produkcyjnym.

Żywotność kompozycji — tzn. czas przydatności kleju do klejenia. Czynnikiem ten ma istotne znaczenie dla sposobu organizacji produkcji, a niejednokrotnie i dla przyjętych podziałów fabrykacyjnych samej konstrukcji.

Wymagania dotyczące bhp

Toksyczność i ograniczenia z tym związane różnych kompozycji muszą być bezwzględnie rozpatrzone i uwzględnione.

Projekt konstrukcji i koncepcja fabrykacji

Wybrany klej (rodzaj i gatunek), jednoznacznie określają właściwości skleiny i technologię klejenia. Dane te umożliwiają podjęcie pracy w zakresie projektowania konstrukcji oraz sposobu jej fabrykacji. Podstawowym warunkiem otrzymania konstrukcji spełniającej postawione wymagania a zarazem technologicznej jest jednocześnie projektowanie samej konstrukcji i procesu jej fabrykacji.

Projekt konstrukcji

Rozpatrując jedynie zagadnienie projektu połączeń klejonych w konstrukcji, ogólnie można stwierdzić, że dostępne opracowania [6, 7, 11] pozwalają wyznaczyć analitycznie z wystarczającą dokładnością wszystkie parametry różnych połączeń klejowych, to znaczy: wymiary elementów złącza oraz wymiary skleiny. Oczywiście pod warunkiem posiadania danych o właściwościach skleiny, jak τ_{max} , τ_{dop} i G .

Koncepcja fabrykacji

Projektując konstrukcję klejoną, należy brać jednocześnie pod uwagę następujące uwarunkowania, wynikające z procesu technologicznego narzuconego przez wybrany klej. Przyjęte podziały fabrykacyjne konstrukcji muszą zapewnić dostęp dwustronny do zrealizowania równomiernych nacisków w sposób możliwy do kontrolowania. Konieczność wywarcia nacisków stawia przed strukturą dodatkowe wymagania dotyczące wytrzymałości i sztywności na obciążenia występujące podczas klejenia. Dodatkowe ograniczenia wynikają z konieczności grzania konstrukcji (kleje tremoutwardzalne), ograniczenia te mogą dotyczyć np. klejenia elementów duralowych wcześniej umocnionych zgniotem plastycznym. Geometria i wykonanie elementów złącza powinny zapewnić uzyskanie w sposób powtarzalny wymaganej grubości skleiny. Przyjęte rozwiązania konstrukcyjne muszą umożliwić przeprowadzenie procesu przygotowania pow. elementów do klejenia, w sposób pewny, powtarzalny i dający się kontrolować (np. anodowanie dla elementów ze stopów na bazie Al). Skleiny gotowej konstrukcji muszą być dostępne do przeprowadzenia kontroli ich jakości metodami nieniszczącymi.

Ocena przyczyn ograniczonego zakresu zastosowania klejenia

Mając na uwadze przeprowadzone wcześniej rozważania na temat procesu projektowania konstrukcji klejonych oraz

TABLICA. Charakterystyka wybranych klejów konstrukcyjnych

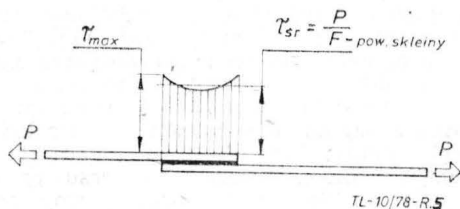
Symbol kleju	Pochodzenie	Podstawowa żywica	Właściwości technologiczne					Właściwości wytrzymałościowe			
			postać	żywotność	parametry utwardzania			$G^1)$ [MN/m ²] w 20°C skleina $\neq 0,2 \text{ mm}$	$\tau^2)$ MPa/m ² /tem. złącza w °C złącza: D — duralowe S — stalowe		
					temp. [°C]	czas [h]	naciski [MPa]				
WK-1	ZSRR	epoksydowa	płyn	—	150	1	0,05 ÷ 0,1	—	D. 16,4/60° 14,5/20° 15,9/100° 9/150°		
WK-32-EM	ZSRR		półpłynny	~ 240 h	150	3	0,05 ÷ 0,1	—	D. 11,5/60° 16,5/20° 19,5/60° 3/100°		
EPOKSYD-P	ZSRR		proszek	6 mc	220 150	0,25 5	0,05 ÷ 0,3	—	D. 9,7/60° 12,3/20° 13,6/50° 13,9/100°		
EPIDIAN-100	PRL		proszek	—	180	1 ÷ 2	0,02	—	D. 27/20°		
ME-1R ME-1B	PRL	fenolowa-formaldehidowa	płyn folia	— —	165	1	0,2 ÷ 0,3	380 ³⁾	D. 35/20° 18/80°		
T-30	ZSRR		płyn	4 h	200	3	~ 0,01	—	S 16/20° 11,5/200° 6,5/300°		
WK-3	ZSRR		płyn folia	6 ÷ 24 h 3 mc.	165	1	0,8	~ 6 ³⁾	D. 19/20° 11/80°		
WK-4	ZSRR		płyn folia	24 h	200	2	1 ÷ 2	—	S 17,5/20° 7/275° 6/300°		
WK-32-200	ZSRR		płyn folia	24 h	180	1 ÷ 2	0,6	—	D. 23/60° 20/20° 10/120° 5/240°		
WK-13	ZSRR		płyn folia	24 h	200	2	0,6 ÷ 0,8	—	S. 20/20° 0,5/200° 4,5/300°		
BSL-308	W. Bryt.		fenolowa i poliwinyloformalowa	folia	12 mc.	170	1	0,35	—	D. 20/24° 10/82°	
REDUX-775	W. Bryt.	folia		12 mc.	150	0,5	0,7	—	D. 16,6/24° 8,6/82°		
HIDUX-1197A	W. Bryt.	folia		3 mc.	150	0,5	0,07 ÷ 0,35	—	D. 14,4/24° 12,8/150°		

1) Moduł sprężystości postaciowej

2) Wytrzymałość przy ścinaniu próbek zakładkowych

3) Wg lit.

na podstawie danych dla dostępnych klejów konstrukcyjnych, można sformułować następujące spostrzeżenia. Oczywistą przeszkodą może być brak odpowiedniego kleju, tzn. takiego, który byłby w stanie spełnić postawione wymagania w tym zakresie: właściwości wytrzymałościowych (τ, G), temperatury użytkowania, odporności na wymagane czynniki itp. Ogólnie można jednak stwierdzić, że dostępne kleje konstrukcyjne w stopniu wystarczającym pokrywają potrzeby budowanych obecnie konstrukcji. Problem polega raczej nie na braku odpowiednich klejów, lecz na braku danych o ich właściwościach, głównie wytrzymałościowych. W chwili obecnej konstruktor dysponuje jedynie danymi z badań statycznych znormalizowanych połączeń klejonych przy ścinaniu, np. PN69C-89300, D14ASTM i D1002ASTM (USA); przy nierównomiernym odrywaniu np. PN69C-89302, MIL A-5090B (USA) czy AERO RESEARCH (W. Brytania); oraz równomiernym odrywaniu np. PN59C-89301. Podczas ścinania wyznacza się jedynie wartość naprężeń tnących, przy których złącze próbek ulega zniszczeniu τ_{niszcz} , obliczone z zależności $\tau_{niszcz} = P_{niszcz}/F$ gdzie F — powierzchnia skleiny. Wyznaczona wartość τ_{niszcz} jest mało precyzyjna, ponieważ konstrukcje próbek nie zapewniają równomiernego rozkładu τ wzdłuż długości skleiny, wprowadzając ponadto silne odrywanie na brzegach połączenia. Rozkład naprężeń tnących w skleinie omawianych próbek pokazano na rys. 5. A zatem wyznaczona wartość z próby $\tau_{niszcz} = \tau_{sr}$. Pewien wyjątek stanowi tu znormalizowana próbka



Rys. 5. Próbką zakładkowa na ścinanie

D14ASTM (USA), gdzie długość nakładek związana jest z wartością modułu G dla skleiny, co ma na celu zbliżyć rozkład τ do stałego wzdłuż połączenia. Problem polega jednak na konieczności wcześniejszego wyznaczenia tego modułu. Widać więc, że stosowane sposoby badania połączeń klejonych pracujących na ścinanie, nie dają odpowiedzi w zakresie podstawowych właściwości skleiny tzn. charakterystyki obciążenie-odkształcenie, a stąd τ_{niszcz} , τ_{dop} i G . Podobna sytuacja panuje w zakresie wyznaczania właściwości zmęczeniowych sklein ścinanych; brak jest tutaj nawet ogólnie przyjętych znormalizowanych metod badania. Stan obecny zmusza projektantów konstrukcji klejonych do wyznaczania omawianych właściwości sklein we własnym zakresie. Sprowadza się to do opracowania konstrukcji i technologii próbek, dalej wykonanie tych próbek oraz opracowania metodyki badań i ich przeprowadzenia. Znormalizowane metody badania właściwości skleiny przy równomiernym i nierównomiernym odrywaniu mają mniejsze znaczenie dla konstruktora przy projektowaniu. Próba nierównomiernego odrywania jest natomiast bardzo przydatna w etapie prób i produkcji dla szybkiej oceny sposobu przygotowania powierzchni elementów klejonych i dotrzymania parametrów przy utwardzaniu kleju. Bowiem postać zniszczenia próbek tzn. adhezyjna lub kohezyjna w pierwszym przypadku świadczy o jakości przygotowania powierzchni a w drugim o parametrach klejenia.

Na zakończenie rozważań o właściwościach sklein należy stwierdzić, że istnieje pilna potrzeba opracowania systemu wyznaczania podstawowych właściwości wytrzymałościowych sklein wykonanych z różnych klejów. Wspomniany system powinien obejmować zarówno badania statyczne jak i zmęczeniowe sklein pracujących na ścinanie. Główne elementy tego systemu to: konstrukcja próbek, technologia ich wykonania oraz metodyka badań.

Możliwości

Sprecyzowane wcześniej uwarunkowania dla konstrukcji, wynikające z procesu technologicznego narzuconego przez klej oraz ograniczenia związane ze stanem techniki w zakresie oprzyrządowania, pozwalają obecnie na wykonywanie pewnych i trwałych złączy płaskich lub pow. rozwijalnych. Wykonanie np. powłoki klejonej z usztywnieniami

czy jako konstrukcji przekładkowej lub klejonego pasa dźwigara nie przedstawia większych trudności, przy odpowiednim oprzyrządowaniu (np. autoklaw). Sklejenie natomiast układu przestrzennego jak np. keson skrzydła samolotu (pokrycie ze ściankami i pasami dźwigarów), stanowi bardzo poważny problem z uwagi na konieczność zastosowania skomplikowanego i mniej pewnego oprzyrządowania. Warunkiem, jak wcześniej zaznaczono, uzyskania dobrego złącza jest swobodny obustronny dostęp do powierzchni klejonych. Dostęp ten ma również istotne znaczenie przy kontroli wykonanych elementów — podzespołów. Czynniki te nakazują widzieć współczesne konstrukcje klejone jako zespół elementów — podzespołów klejonych, płaskich, łączonych z sobą w układ przestrzenny za pomocą nitowania, zgrzewania itp. Jest to przy obecnie dostępnych klejach najbardziej racjonalne podejście z uwagi na jakość wyrobu i koszt utrzymania.

Próbując ocenić słabe strony projektowania, a nawet i wykonywanych konstrukcji klejonych można stwierdzić, że większą jest nietechnologiczna. Nietechnologiczność przejawia się m. in. głównie w braku możliwości: wywarcia równomiernych nacisków, uzyskania sklein o wymaganej grubości (wadliwa geometria elementów) oraz braku dostępu podczas kontroli. Czynniki te wynikają głównie z niedostatków wiedzy u konstruktorów w zakresie techniki klejenia oraz braku ścisłej współpracy konstruktora z technologiem w fazie projektowania.

Wnioski

Poszukując odpowiedzi na pytanie: dlaczego klejenie pomimo to, że wnosi wiele cennych korzyści w porównaniu z innymi metodami łączenia, ciągle jeszcze ma ograniczony zakres zastosowań, można sformułować następujące ogólne uwagi:

- Dostępne kleje konstrukcyjne w wystarczającym stopniu pokrywają obecne zapotrzebowanie;
- Dane odnośnie do właściwości wytrzymałościowych dla sklein wykonanych z dostępnych klejów są niepełne;
- Znajomość wśród konstruktorów zagadnień technologii klejenia i specyficznych wymagań w zakresie przystosowania konstrukcji do klejenia ciągle budzi wątpliwości.

Oddzielne zagadnienia, jak wspomniano wcześniej, stanowią: przygotowanie produkcji i sama produkcja. Wysoka złożoność procesu fabrykacji konstrukcji klejonych, duże wymagania w zakresie dyscypliny technologicznej oraz trudności w jednoznacznej ocenie jakości połączeń klejonych nie pozostają również bez wpływu na podjęcie decyzji o zastosowaniu klejenia w konstrukcjach lotniczych.

LITERATURA

1. J. BODNAR: Technologia izgotowlenija klejonych konstrukcji. 1975 (tłum. z ang. processing for adhesives bonded structures).
2. L. BUCKI: Przegląd klejów konstrukcyjnych krajów socjalistycznych. *Magazyn Technologa Lotniczego i Śmigłowego*, nr 9, 1968
3. V. CAGLE: Klejowyje sojedinenija. 1971 (tł. z ang. adhesive bonding techniques and applications).
4. E. CICHOSZ: Analiza pewnych metod zwiększania nośności połączeń klejonych. Praca doktorska WAT 1969.
5. J. F. GWINTOWKIN: Sprawocznik po riemontu lietatielnych apparatow. 1977.
6. H. HERTEL: Leichtbau. 1965.
7. D. A. KARDASZOW: Kleji i technologia skleiwania. 1960.
8. D. A. KARDASZOW: Sinteticeskije kleji. 1964.
9. Katalog CIBA (ARL). 1968.
10. J. J. MICHAJLEW: Technologia skleiwania metaliow. 1965.
11. F. MISZTAL: Rozkład naprężeń ścinających w spoinach połączeń klejonych. *Archiwum Budowy Maszyn Tom III. Zeszyt 1*.
12. A. E. PIETROWA: Termostojkije kleji. 1977.
13. A. REJMAN, R. KRASON: Badania wpływu odklejania pachwinowego klejem samoutwardzającym się na zimno na nośność statyczną i trwałość zmęczeniową połączenia nitowego i zgrzeimowego w duralowej konstrukcji cienkościennej. Praca dyplomowa. Politechnika Warszawska. 1977.
14. R. SWITKIEWICZ: Trwałość zmęczeniowa elementów konstrukcji o strukturze warstwowej klejonej. Praca doktorska. Politechnika Warszawska. 1972.
15. P. CZARNOCKI: Charakterystyka klejów konstrukcyjnych. Politechnika Warszawska. 1977 (niepublikowana).

Mały samolot transportowy o własnościach krótkiego startu i lądowania

KONSTRUKCJA. Całkowicie metalowy wolnonośny dwusilnikowy dolnopłat z chowanym trójkolowym podwoziem.

Skrzydło. Wykorzystano skrzydło od samolotu Bandeirante. Obrys trapezowy o małej zbieżności, wznios 7°. Konstrukcja dwudzielna, całkowicie metalowa, skorupa typu *fail safe*, dwudźwigarowa. Dźwigary o przekroju dwuteowym, każdy pas dźwigara składa się z dwóch kątowników. Dźwigar przedni prostopadły do osi kadłuba. W kesonie integralne zbiorniki paliwowe o pojemności 800 l każdy są połączone z sobą.

Nosek skrzydła w części położonej na zewnątrz od gondoli silnika zaopatrzonej jest w pneumatyczną instalację przeciwołodzienną, składającą się z dwóch segmentów, w przerwie między segmentami umieszczony jest reflektor. Kłapy dwuszczelinowe o dużej rozpiętości (sięgające od kadłuba do 71,5% rozpiętości skrzydła), konstrukcji całkowicie metalowej. Kłapy poruszają się na wózkach po krzywoliniowych szynach wspornikowych. Maksymalny kąt wychylenia kłap — 45°. Lotki konstrukcji całkowicie metalowej. Lewa lotka zaopatrzona w kłapę wyważającą, zajmującą połowę jej rozpiętości. Każde skrzydło mocowane jest na okuciach kadłubowych za pomocą czterech sworzni.

Kadłub o dość krępym kształcie. Konstrukcja całkowicie metalowa, trzyczęściowa, półskorupowa typu *fail safe*. Przekrój kadłuba kołowy. Płyty pokryć wykonywane są metodą frezowania chemicznego. Nosek przedniej części kadłuba z materiału dielektrycznego stanowi osłonę radaru meteorologicznego. W środkowej części kadłuba mieści się kabina pilotów i kabina pasażerska (ładunkowa). Fotele pilotów ustawione są obok siebie. Sterownice zdwojone. Między fotelami centralna konsola z dźwigniami sterowania zespołów napędowych i kłapek wyważających. Na bocznych ściankach kabiny pilotów pulpity z przełącznikami instalacji elektrycznej. Oszklenie kabiny pilotów składa się z dwóch wypukłych szyb przednich wyposażonych w wycieraczki i elektryczną instalację przeciwołodzienną oraz dwóch szyb bocznych uzupełnionych dwoma małymi otwieranymi okienkami. Za miejscami pilotów umieszczone są fotele pasażerskie w liczbie od 5-9, ustawione w zależności od wersji w dwóch lub trzech rzędach. Fotele mocowane są do czterech szyn umieszczonych na podłodze. Podłoga jest przystosowana do przenoszenia obciążenia od mas ładunków 490 kg/m². Po demontażu foteli pasażerskich szyny na podłodze mogą być wykorzystane do mocowania ładunku. Kabina pasażerska zaopatrzona jest w siedem prostokątno-owalnych okien (trzy z lewej i cztery z prawej strony kadłuba), przy czym drugie okno z prawej strony kadłuba umieszczone jest w pokrywie drzwi awaryjnych. Główne wejście do samolotu znajduje się w tylnej części kabiny pasażerskiej z lewej strony. Wykrój wejścia zachodzi dość wysoko na grzbiet kadłuba, jest on zamykany otwieraną do dołu pokrywą, której wewnętrzna część stanowi schody umożliwiające wchodzenie do samolotu. W tylnej części kabiny pasażerskiej z prawej strony znajduje się drugi bagażnik o objętości 0,64 m³ a obok niego toaleta. Ta część wnętrza kabiny jest oddzielona od reszty dodatkowo zastoną. Kabina jest typu ciśnieniowego, klimatyzowana. Pod



podłogą kabiny znajdują się silowniki elektryczne napędu kłap, sektory układów sterowania płatowcem oraz przewody i agregaty instalacji hydraulicznej i klimatyzacyjnej. Środkowa część kadłuba zakończona jest wypukłą węgą szczerłą. Tylna część kadłuba ma kształt zbliżony do stożka. Mieszczą się w niej główne zespoły instalacji klimatyzacyjnej i zbiornik instalacji hydraulicznej.

Usterzenie typu T, profile symetryczne. Konstrukcja metalowa, skorupowa, dwudźwigarowa. Noski stateczników zaopatrzone w pneumatyczną instalację przeciwołodzienną. Na grzbiecie owiewki przejściowej stateczników znajdują się światła nawigacyjne i pozycyjne. Na stateczniku pionowym z obu stron płaskie anteny VHF. Stery konstrukcji metalowej, jednodźwigarowe. Stery wysokości wyważone masowo (masa wyważająca w układzie sterowania w kadłubie) i odciążone aerodynamicznie. Na obu sterach wysokości kłapki wyważające. Ster kierunku z kłapką odciążającą o dużej rozpiętości. Przed statecznikiem pionowym znajduje się długa trójkątna płetwa ustateczniająca.

Sterowanie. Sterownice w kabine (wolan-ty i pedały) zdwojone. Układy sterowania płatowcem linkowe. Sterowanie lotkami prowadzone w noskowym kesonie skrzydła. linki sterowania sterami prowadzone pod podłogą kabiny. Długi zdwojony popychacz sterowania sterem wysokości umieszczony w stateczniku pionowym. Napęd kłap elektryczny za pośrednictwem rur skrętnych.

Podwozie trójzespolowe z kołem przednim, chowane i wypuszczone hydraulicznie. Podwozie przednie chowane ku przodowi do wnęki w przedniej części kadłuba, z kołem sterowanym hydraulicznie zawieszonym na półwielu z prostowodem. Amortyzator olejowo-powietrzny w goleni. Na podwoziu przednim umocowany jest reflektor do kolowania. Zespoły podwozia głównego jednokołowe, koła na półwielcach z prostowodami, amortyzatory olejowo-powietrzne w goleniach. Koła zaopatrzone w hamulce hydrauliczne. Podwozie główne jest chowane ku przodowi do dolnych części gondoli silnikowych. Podwozie, elementy hydrauliczne i amortyzatory opracowane zostały przez francuską firmę ERAM.

Instalacje. Instalacja hydrauliczna — dwie pompy przy silnikach, zbiornik w tylnej części kadłuba, instalacja jest dwuobwodowa, ciśnienie robocze 20,6 MPa (210 kg/cm²). Instalacja hydrauliczna służy do chowania i wypuszczenia podwozia, hamowania kół podwozia głównego, sterowania kołem

przednim i otwierania oraz zamykania pokryw głównych drzwi kabiny. Awaryjna ręczna pompa hydrauliczna umożliwia wypuszczenie podwozia w przypadku awarii obu układów głównych. Instalacja elektryczna — napięcie 28 V, akumulator niklowo-kadmowy 34 Ah, dwa przekładniki napięciowe jednofazowe 400 s⁻¹ (400 Hz): 115 V i 26 V, rozruszniki silników 28 V/9 kW. Instalacja elektryczna zasila silowniki napędu kłap, instalację przeciwołodzienną szyb przednich i wlotów powietrza do silników, aparaturę klimatyzacyjną, przyrządy, aparaturę radionawigacyjną, światła pozycyjne i nawigacyjne oraz sygnalizację wewnętrzną w kabine. Instalacja pneumatyczna — zasila instalację przeciwołodzienną na noskach skrzydeł i stateczników. Instalacja klimatyzacyjna — zapewnia stałe ciśnienie, identyczne jak na poziomie ziemi do wysokości lotu 4270 m, powyżej tej wysokości utrzymuje nadciśnienie, które przy wysokości lotu 8320 m odpowiada ciśnieniu atmosferycznemu na wysokości 2438 m.

Wyposażenie. Radar meteorologiczny, pilot automatyczny, wyposażenie do lotów IFR, bogaty zestaw przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych i kontrolnych.

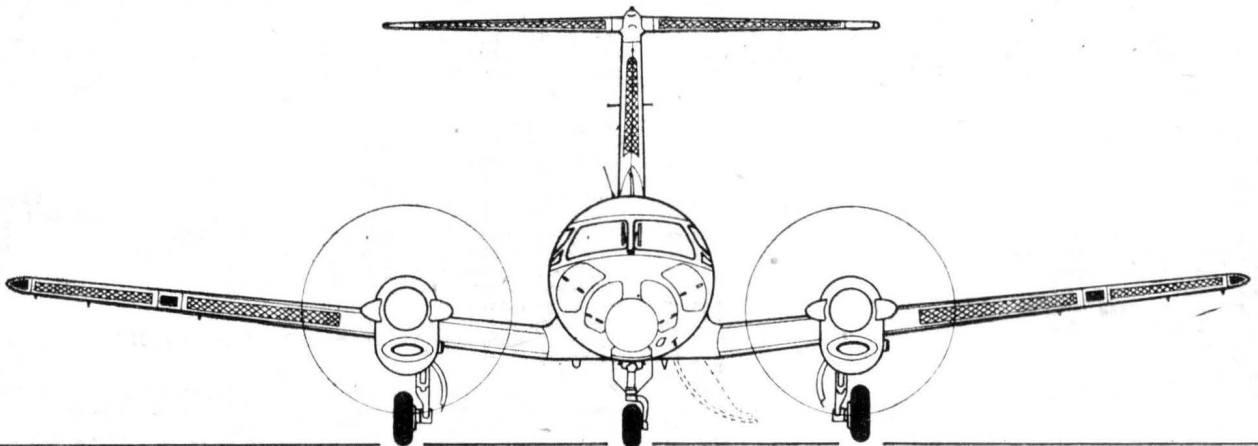
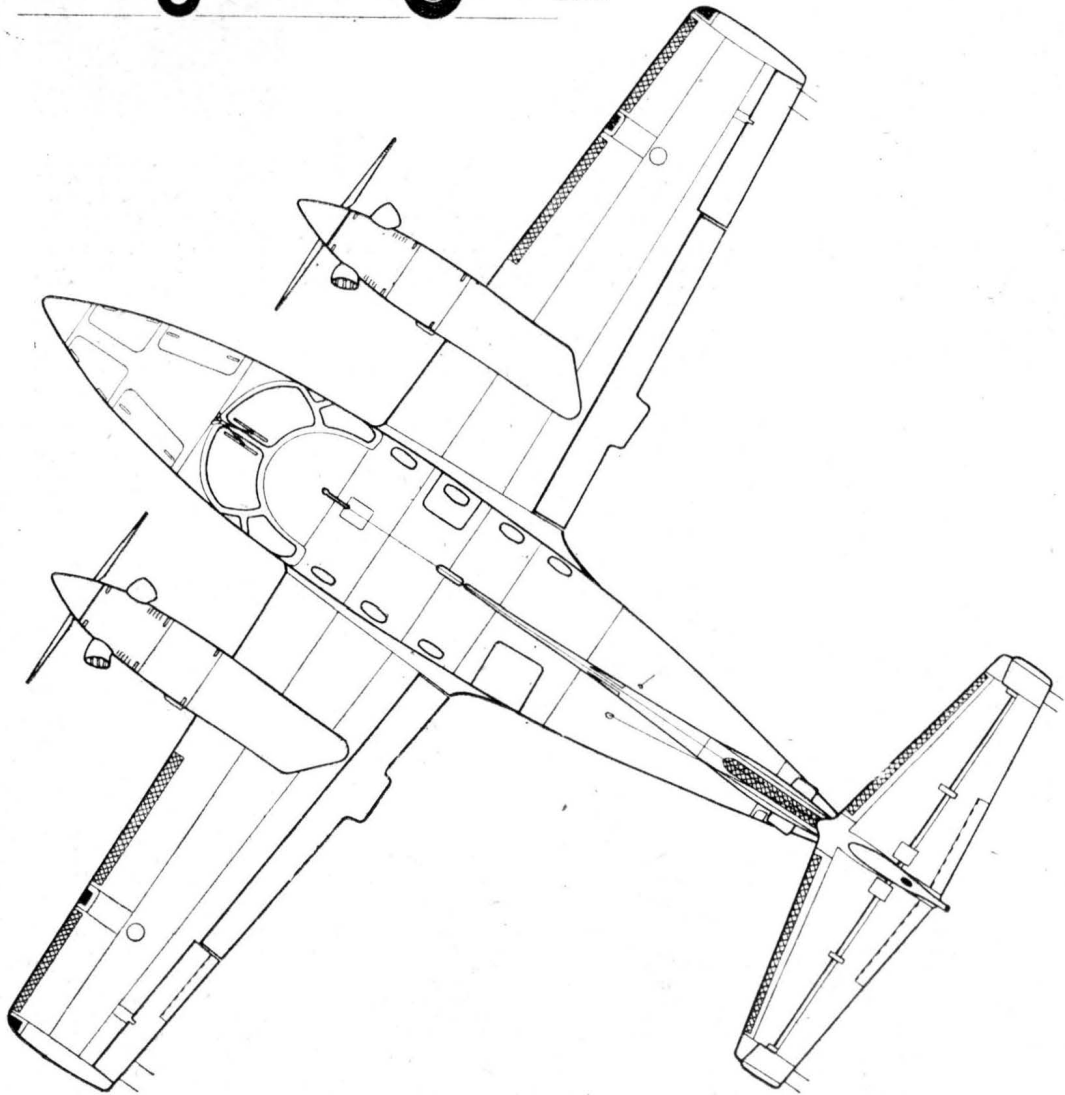
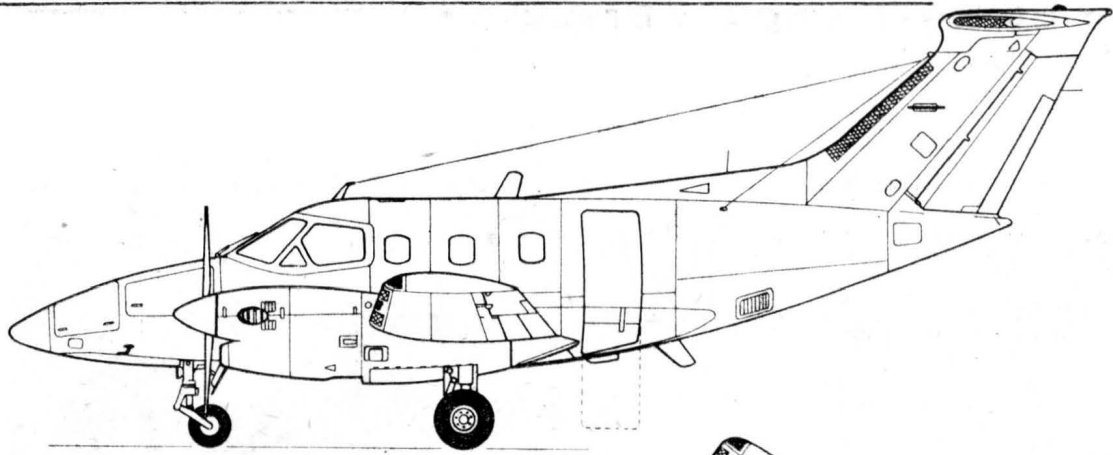
Zespół napędowy. Dwa silniki turbośmigłowe Pratt-Whitney PT6A-28 o mocy ekwiwalentnej 500 kW (680 KM) każdy, śmigła metalowe, trójłopatowe, nastawne o stałych obrotach i z możliwością odwracania ciągu Hartzell. Średnica śmigieł — 2,36 m. Silniki zawieszane na łożach spawanych z rur stalowych umieszczone są w górnych częściach gondol. Pod nimi znajdują się kanały wlotowe powietrza, kierujące strumieniem powietrza do wlotów silnikowych zaopatrzonych w filtry i na chłodnicę oleju. Krawędzie kanałów wlotowych wyposażone są w elektryczną instalację przeciwołodzienną. Wyloty spalin (po dwa z każdego silnika) skierowane są na boki. Osłony zespołów napędowych metalowo-laminatowe. Rozstaw osi silników wynosi 5,10 m.

ROZWOJ KONSTRUKCJI. Brazylijska wytwórnia Embraer po sukcesach, które odniosła opracowując i produkując przez nią znany samolot Bandeirante i jego pochodne, przystąpiła do realizacji nowego programu produkcji oznaczonego 12X. Program ten ma na celu opracowanie nowej rodziny małych samolotów pasażerskich z kabinami ciśnieniowymi. Pierwszą zrealizowaną konstrukcją tego programu jest właśnie EMB 121 Xingu. Został on opracowany zgodnie z przepisami FAR-23. Obecnie jest produkowany w ilości 2 szt. miesięcznie.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	14,05 m
Długość całkowita	12,25 m
Długość kadłuba	11,16 m
Wysokość	4,74 m
Cięciwa skrzydła u nasady	2,48 m
Cięciwa skrzydła przy końcówce	1,46 m
Rozpiętość usterzenia poziomego	5,58 m
Średnica kadłuba	1,86 m
Szerokość maks. wnętrza kabiny	1,74 m
Wysokość maks. wnętrza kabiny	1,52 m
Baza podwozia	2,88 m
Rozstaw kół	5,24 m
Wydłużenie skrzydła	7,15 m
Wydłużenie usterzenia poziomego	5,33 m
Skrzydło	27,50 m ²
Usterzenie poziome	5,84 m ²
Usterzenie pionowe (bez płatwy)	3,96 m ²
Masa własna	3476 kg

Masa startowa	5600 kg
Masa do lądowania maks.	5300 kg
Masa użyteczna	1477 kg
Stosunek masy użytecznej do całkowitej	0,264
Obciążenie powierzchni nośnej	203,60 kg/m ²
Obciążenie mocy	5,60 kg/kW 4,12 kg/KM
Prędkość przelotowa maks. (ISA, H = 3300 m)	490 km/h
Prędkość przelotowa (ISA + 15°K, H = 3300 m)	471 km/h
Prędkość wznoszenia (H = 0, 2 silniki)	8,10 m/s
Prędkość wznoszenia (H = 0, 1 silnik)	2,70 m/s
Pułap praktyczny	8320 m
Pułap maks. na jednym silniku	3352 m
Zasięg (ładunek maks. H = 6100 m, ISA + 15°K, rezerwa 45 min)	508 km
Zasięg (ładunek 595 kg z rezerwą)	2365 km
Zasięg maks. (ładunek 595 kg, ISA z rezerwą)	2380 km
Długość startu na 15 m (H = 0, ISA, masa 5600 kg beton)	720 m
Długość startu na 15 m (ISA + 15°K)	880 m
Długość lądowania z 15 m (H = 0, ISA, masa 5300 kg beton)	520 m
Długość lądowania z 15 m (ISA + 15°K)	540 m

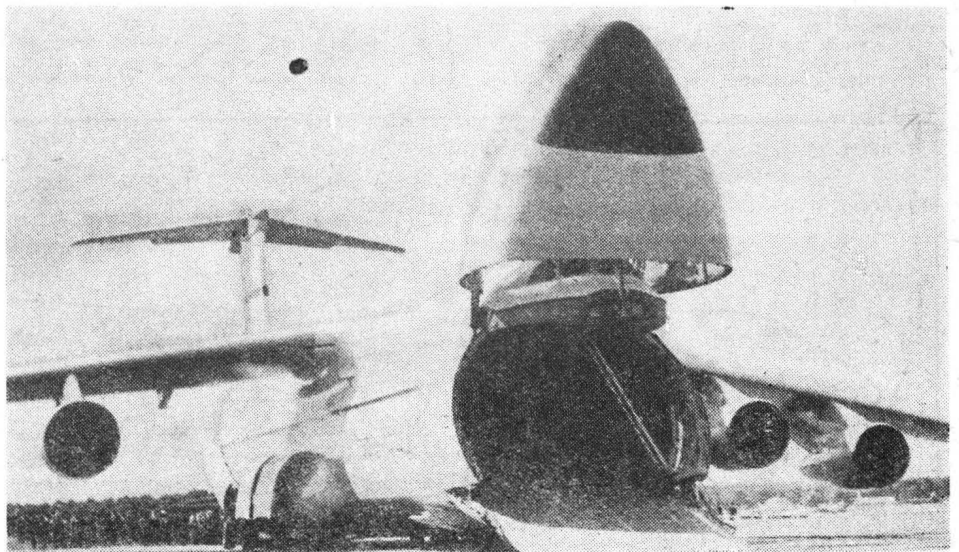


KONSTRUKCJA. Całkowicie metalowy czterosiłnikowy odrzutowiec grzbietopłat.

Plat. Obrys trapezowy z załamaniem, skos 25° mierzony w 25% cięciwy, wznios ujemny 5,5°, kąt zaklinowania 3,5°. Profil NACA 0012 modyfikowany na 20% rozpiętości, NACA 0011 modyfikowany na 43,7% i 70% rozpiętości. Konstrukcja półskorupowa, wielodźwigarowa typu *fail safe*, złożona z pięciu zasadniczych segmentów. Pokrycia integralne, frezowane. W kesonach zewnętrznych części skrzydeł znajdują się integralne zbiorniki paliwowe. Na całej rozpiętości krawędzi natarcia znajdują się kłapy noskowe (po 7 segmentów na każdym skrzydle). Kłapy typu Fowlera (po 6 segmentów na każdym skrzydle) zawieszono dwupunktowo na wspornikach-szynach wybudowanych ze struktury skrzydła. W strefie kłap na górnej powierzchni skrzydła znajdują się przerywacze (po 9 segmentów na każdym skrzydle). Lotki wyważone masowo, bez kłapek wyważających. Końcówki skrzydeł metalowe.

Kadłub. Konstrukcja półskorupowa typu *fail safe* ze stopów aluminiowych (7079-T6 i 7075-T6) i tytanowych. Przekrój powstały z nałożenia na siebie dwóch owali, zbliżony do ośmi. Wnętrze dwupokładowe (pokałd górny-załogowy i dolny — ładunkowy). Kadłub w przedniej i tylnej części ma luki wjazdowe z trapami. Dla umożliwienia otwarcia luku przedniego cała przednia część kadłuba przed kabiną pilotów (mieszcząca radar) jest unoszona do góry. Przedni trap umocowany jest do dolnej przedniej pokrywy. W tylnej części kadłuba znajduje się drugi trap i pokrywy: dwie boczne otwierane na boki i jedna górna unoszona do góry, do wnętrza kadłuba. Nad obydwojema trapami znajdują się windy ładunkowe. Mechanizmy trapów, pokrywy i wind napędzane są hydraulicznie. Wzdłuż całego wnętrza dolnej części kadłuba rozciąga się wzmocniony pokład ładunkowy, przystosowany do przewozu ładunków ciężkich o masie powyżej 45 000 kg w postaci pojazdów pancernych, ciężarówek z ładunkiem, śmigłowców, kontenerów (przekroje 2,44x2,44; 2,44x3,18 lub 2,44x1,22, długości 3,60 i 12,00 m) lub do 36-palet ładunkowych typu 463L. Na górnym pokładzie znajdują się pomieszczenia załogi, przedziały wyposażenia elektronicznego oraz kabina pasażerska. Pomieszczenia załogowe i ładunkowe są klimatyzowane, ciśnieniowe. Załoga składa się z pięciu osób, pomieszczenia załogowe przystosowane są dla 15 osób. Kabina pasażerska, oddzielona od kabiny załogi konstrukcją centropłata, przystosowana jest do przewozu 75 osób. Dostęp do kabiny ładunkowej oprócz luków przedniego i tylnego zapewniają drzwi, a w nowszych egzemplarzach samolotu także furta boczna o wymiarach 2,15x3,05 m. W kabine ładunkowej rozmieszczone są liczne różnego typu zaczepy do mocowania ładunku. Pod pokładem ładunkowym znajdują się wnęki zespołów podwozia przedniego i głównego oraz zespoły instalacji hydraulicznej.

Usterzenie. Układ T. Oba usterzenia skośne. Usterzenie poziome ma obrys zbliżony do obrysu skrzydeł, skos i wnios identyczne jak w skrzydle. Usterzenie pionowe ma obrys równoległoboczny. Kąt zaklinowania statecznika poziomego zmienny. Konstrukcja



Fot. A. Glass

cja półskorupowa typu *fail safe*. Stery segmentowe: ster kierunku złożony z dwóch segmentów umieszczonych pionowo jeden nad drugim, ster wysokości czterosegmentowy.

Sterowanie powierzchniami sterowymi odbywa się za pośrednictwem siłowników zasilanych przez cztery niezależne układy hydrauliczne, sterowanie segmentami kół — za pomocą systemu rur skrętnych i siłowników hydraulicznych.

Podwozie wielozespołowe, 28-kółowe, chowane do kadłuba. Chowanie, wypuszczanie i sterowanie podwoziem — hydrauliczne. Podwozie główne składa się z dwóch par jednakowych zespołów. Każdy z tych zespołów jest jednogoleniowy z trzema niezależnymi dwukółowymi wózkami ustawionymi w trójkąt. Konstrukcja podwozia spawana z rur o dużej średnicy. Kolumna każdej goleni podwozia może być sterowana — obracana wokół swej osi w granicach 20° w każdą stronę, co ułatwia start i lądowanie przy bocznym wietrze. Górny węzeł mocowania goleni zaopatrzonej jest w oś obrotu usytuowaną równolegle do osi kadłuba. Podczas chowania gołęń obraca się wokół tej osi a zespół wózków wokół osi goleni — po schowaniu podwozia płaszczyzny kół ustawione są prostopadle do osi kadłuba. Amortyzacja olejowo-azotowa. Ciśnienie w pneumatykach regulowane automatycznie w zależności od potrzeb (ciśnienie maksymalne 0,765 MPa = 7,80 kg/cm²). Kola podwozia głównego wyposażone są w tarczowe hamulce hydrauliczne z automatyczną regulacją momentu hamowania (działanie przeciwoślizgowe). Tarczowe hamulcowe ze stopu berylowego. Podwozie przednie jednozespolowe, z dwiema parami kół usytuowanych na tej samej osi geometrycznej. Obie pary kół zawieszono niezależnie. Konstrukcja i amortyzacja — analogiczne

jak w podwoziu głównym. Podwozie przednie jest sterowane, może też być odchylane na kąt do 20° (w obie strony), podobnie jak podwozie główne. Automatyczna regulacja ciśnienia w pneumatykach (ciśnienie maksymalne 0,945 MPa = 9,63 kg/cm²). Podwozie przednie jest zaopatrzone w instalację do tłumienia drgań poprzecznych. Wymiary wszystkich kół jednakowe. Ogumienie o wymiarach 49x17-20 VII 26-warstwowe.

Zespół napędowy. 4 silniki turbowentylatorowe General Electric TF39-GE-1 o ciągu 182,88 kN (18642 kg) każdy. Silniki mocowane na wysuniętych do przodu podskrzydłowych wysięgnikach-pylonach. Każdy silnik wyposażony we własny, niezależny zestaw zespołów instalacji elektrycznej i paliwowej.

Wyposażenie. Awionika: wyposażenie radioelektronawigacyjne i przyrządowe według lotnictwa USA dla tej klasy samolotów. Radar, bezwładnościowy system nawigacyjny, system obliczeniowo-analityczny, system wykrywania awarii MADAR (800 punktów pomiarowych na samolocie). Instalacja paliwowa: 12 integralnych zbiorników skrzydłowych o łącznej pojemności 185 480 l, napełnianie ciśnieniowe (końcówki napełniania wyprowadzone są na golenie podwozia głównego), możliwość uzupełniania paliwa w locie (lanca wysuwana z przedniej części kadłuba) — z tankowca KC-135. Instalacja olejowa: pojemność zbiornika głównego 138 l. Instalacja hydrauliczna: cztery niezależne systemy zasilające siłowniki sterowania powierzchniami sterowymi, podwoziem, trapami, pokrywami i windami ładunkowymi. Ciśnienie robocze 20,6 MPa (210 kg/cm²). Dwie pompy awaryjne. Instalacja elektryczna: cztery prądnice prądu przemiennego 60/80 kVA na silnikach. Dwie prądnice awaryjne. Instalacja pneumatyczna: steruje ciśnieniem w pneu-

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	67,88 m
Długość	75,54 m
Długość kadłuba	70,29 m
Wysokość	19,85 m
Rozpiętość usterzenia poziomego	20,94 m
Baza podwozia	22,23 m
Rozstaw podwozia	11,42 m
Długość ładowni (m. osiami trapów)	36,80 m
Szerokość ładowni	5,80 m
Wysokość ładowni	4,10 m
Cięciwa skrzydła przy nasadzie	13,85 m
Cięciwa skrzydła przy końcówce	4,67 m
Wyotużenie skrzydła	7,75
Skrzydło	576,0 m ²
Lotki	23,49 m ²
Przerywacze	40,01 m ²
Kłapy noskowe	60,25 m ²
Kłapy	92,13 m ²
Statecznik pionowy	89,29 m ²
Ster kierunku	21,86 m ²
Usterzenie poziome	89,73 m ²
Ster wysokości	24,03 m ²
Podłoga ładowni (pow. użytkowa)	213,76 m ²
Trapy	40,0 m ²

Pojemność ładowni	985,29 m ³
Masa własna (s-t gotowy do lotu)	153 285 kg
Masa startowa maks.	348 810 kg
Masa do lądowania maks.	288 416 kg
Masa użyteczna norm.	100 228 kg
Masa bez paliwa maks.	253 515 kg
Obciążenie powierzchni maks.	605,6 kg/m ²
Obciążenie ciągu maks.	476,83 kg/kN (4,68 kg/kg)
Prędkość maks. (H = 7620 m)	919 km/h (M = 0,875)
Prędkość przelotowa maks.	853 do 890 km/h
Prędkość przelotowa ekonomiczna	834 km/h
Prędkość zrzutu ładunku	241 do 278 km/h
Prędkość minimalna (masa maks., kłapy 40°)	194 km/h
Prędkość wznoszenia	9,15 m/s
Pułap	10 360 m (masa 278 950 kg)
Zasięg maks.	12 860 km
Zasięg z ład. 100 228 kg	6033 km
Zasięg z ład. 51 074 kg	10 505 km
Rozbieg	2134 m
Start na 15 m	2560 m
Łądowanie z 15 m	1097 m
Dobieg	680 m
Promień zakrętu na ziemi	22,86 m

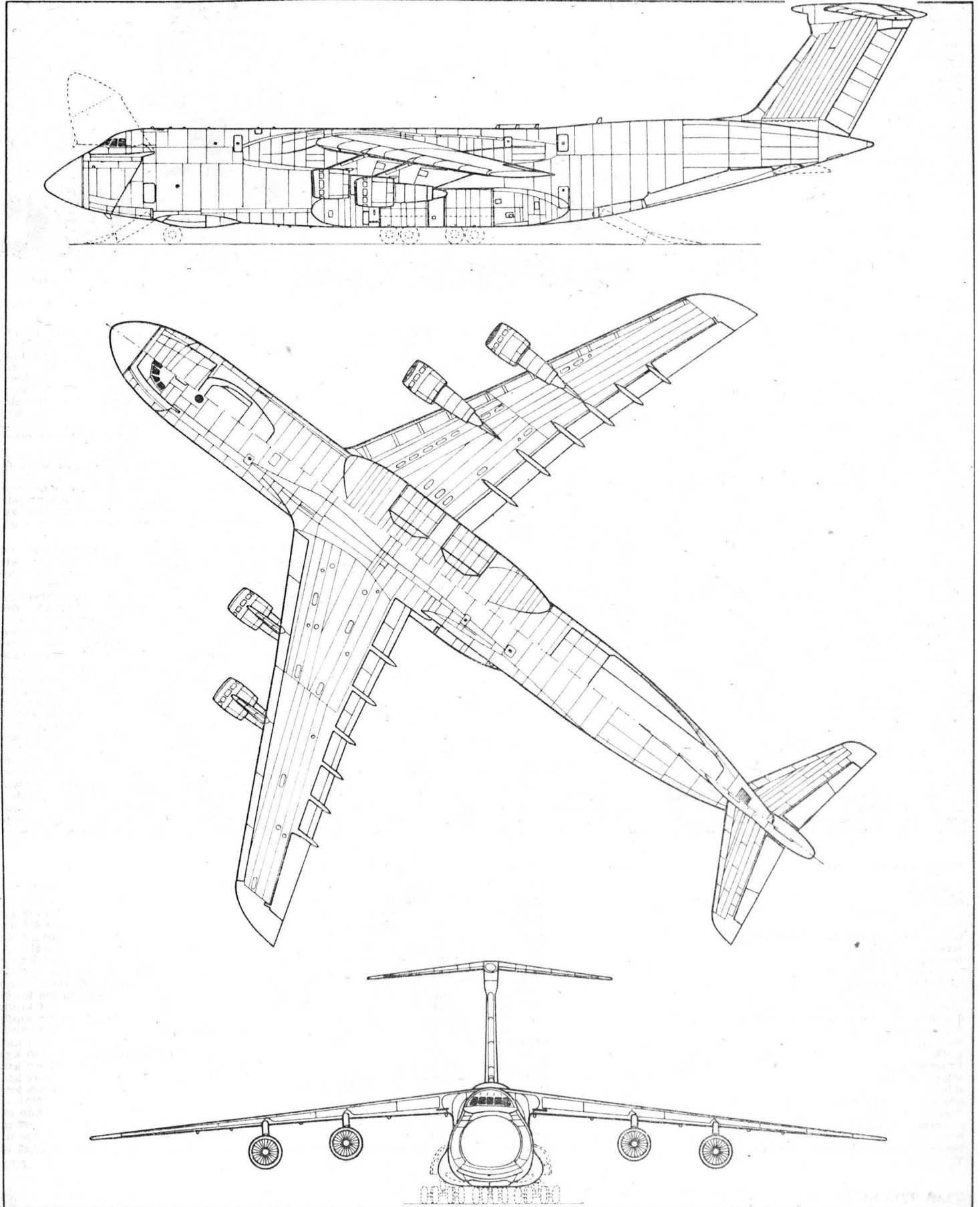
T.M.

matykach. Dwie pompy awaryjne. Instalacja klimatyzacyjna i ciśnieniowa: zapewnia możliwość uzyskania nade ciśnienia 57 kPa (0,58 kg/cm²).

ROZWOJ KONSTRUKCJI. Prace nad projektem rozpoczęto w 1963 r. Miał to być samolot o masie startowej 272 200 kg, nadano mu oznaczenie CX-4, a po zmianie założeń (rozszerzenie zakresu funkcji samolotu) oznaczenie CX-HLS. Po opracowaniu projektu wstępnego w maju 1964 r. zawarto kontrakty (z firmami Boeing, Douglas i Lockheed) na budowę prototypu. Przedstawione tym firmom wymagania zawierały kolejną zmianę — podniesiono masę

startową do 317 500 kg. Samolot otrzymał ostateczne oznaczenie C-5A i nazwę Galaxy. W opracowaniu zespołu napędowego brały udział firmy Pratt-Whitney i General Electric. W roku 1965 dokonano wyboru silników General Electric. W tym samym roku firma Lockheed została wybrana jako główny wytwórca struktury (50% całości prac). Produkcję rozpoczęto w zakładach Lockheed w roku 1966. Pierwszy lot prototypu odbył się 30.VI.1968. Pierwszy samolot dostarczono odbiorcy (USAF) w grudniu 1969 r. Do maja 1973 r. dostarczono 81 samolotów. Do końca 1974 r. wszystkie dostarczone samoloty wyłatały ponad 186 000 godzin. Wprowadzono

pewne poprawki konstrukcyjne, gdyż wskutek zniechęcenia materiału 2 samoloty uległy katastrofom. Projektowano również inne wersje tego samolotu, różniące się od C-5A masą, zespołami napędowymi i pojemnością ładowni. Opracowywano też projekt wersji komunikacyjnej (900 pasażerów lub 225 pasażerów i 77 100 kg ładunku). Istniał również projekt połączenia dwóch samolotów C-5A wspólnym centroplatem; tak utworzony bliźniaczy sześciosilnikowy samolot miał służyć w charakterze nosiciela promu kosmicznego Space Shuttle. Samolot C-5A Galaxy jest obecnie największym i najcięższym samolotem na świecie.



Własności mechaniczne i termiczne szkła organicznego PERSPEX

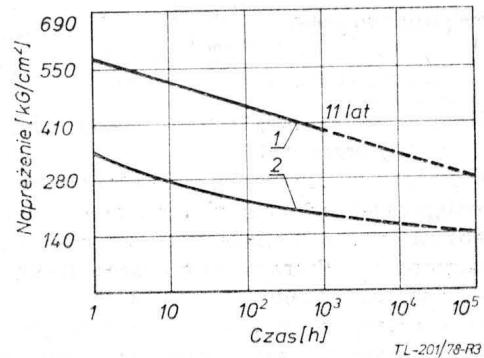
Własności mechaniczne

Własności mechaniczne szkła organicznego zależą m. in. od temperatury oraz od prędkości narastania obciążeń. W mniejszym stopniu wpływa na te własności obecność pochłoniętej wody.

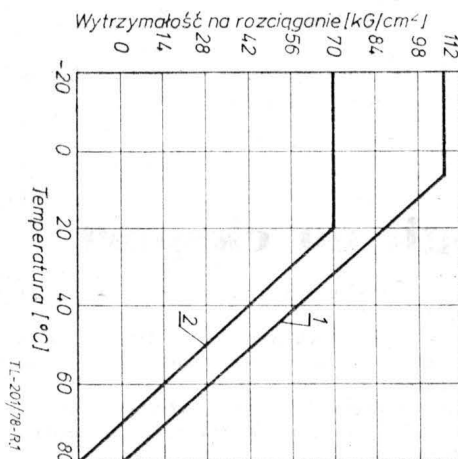
W tabelicy 1 podano własności szkła organicznego osiągnięte w próbach krótkotrwałych. Mogą one służyć do celów porównawczych. Do celów konstrukcyjnych należy stosować dane z tabelicy 2.

Na rys. 1 oraz rys. 2 pokazano wpływ temperatury na wytrzymałość na rozciąganie i moduł sprężystości. Wytrzymałość na rozciąganie definiuje się jako stosunek siły, przy której następuje zerwanie lub płynięcie próbki, do przekroju początkowego próbki. Pierwszy rodzaj zniszczenia (zerwanie) obserwuje się w temperaturach poniżej 25°C, drugi w temperaturach powyżej 25°C. Zależność naprężenia

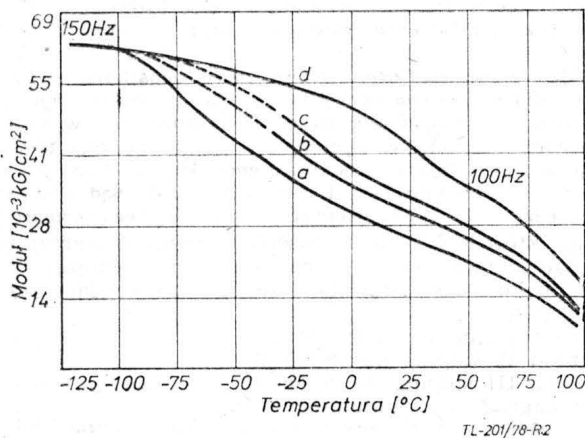
nie-odkształcenie nie jest dla szkła organicznego liniowa, jest czuła zarówno na temperaturę, jak i prędkość odkształcenia. Z tego powodu przydatne jest wprowadzenie pojęcia modułu siecznego 1%. Jest to iloraz naprężenia, jakie bę-



Rys. 3. Zależność między naprężeniem niszczącym a czasem trwania obciążenia w temperaturze 25°C: 1 — pęknięcie, 2 — siatka drobnych pęknięć na powierzchni przedmiotu



Rys. 1. Obliczeniowa wytrzymałość na rozciąganie: 1 — z wpływem czynników atmosferycznych, 2 — bez wpływu czynników atmosferycznych



Rys. 2. Moduł rozciągania w funkcji temperatury:

	prędkość odkształcenia	odkształcenie
a — 1% sieczny moduł	2×10^{-30} s	1%
b — moduł tangensowy	2×10^{-30} s	1%
c — moduł tangensowy	10^{-20} s	0
d — dynamiczny moduł zginania	100—150 Hz	0,1%

TABLICA 1. Mechaniczne własności szkła organicznego w temp. 20°C

Własność	Jedn. miary	Wartość średnia	Uwagi
Wytrzymałość na rozciąganie	MN/m ² kG/cm ²	82,4 840	prędkość odkształcenia 1%/s
Wytrzymałość na zginanie	MN/m ² kG/cm ²	137,34 1400	
Wytrzymałość na ścinanie	MN/m ² kG/cm ²	78,48 800	
Udarność	Nm ft lbf*)	0,2713 0,2	próba kafarem, próbka o grub. 3 mm wg BS2782 (British Standard) metoda nr 306B
Moduł Younga na zginanie	MN/m ² kG/cm ²	$2,943 \cdot 10^8$ $3,0 \cdot 10^4$	moduł na rozciąganie i ścinanie jest identyczny
Twardość wg Vickersa	HV	22	zgodnie z BS 427
Liczba Poissona	v	0,38	

*) fl lbf — stopa — funt siły — jednostkę pozostawiono bez zmiany, ze względu na charakter próby udarowości, gdzie wynik zależy od skali próbki, zaś ta, wg British Standard, jest całowa

TABLICA 2. Dane do projektowania. Temperatura 20°C

Wielkość	Jedn. miary	Praca krótkookresowa	Praca długotrwała
Wytrzymałość na rozciąganie (bez wpływu czynników atmosferycznych)	MN/m ² kG/cm ²	16,67 170	8,63 88
Wytrzymałość na rozciąganie (z wpływem czynników atmosferycznych)	MN/m ² kG/cm ²	13,73 140	6,87 70
Moduł	MN/m ² kG/cm ²	$2,452 \cdot 10^3$ $2,5 \cdot 10^4$	$1,226 \cdot 10^3$ $1,25 \cdot 10^4$
Liczba Poissona	v	0,39	0,40

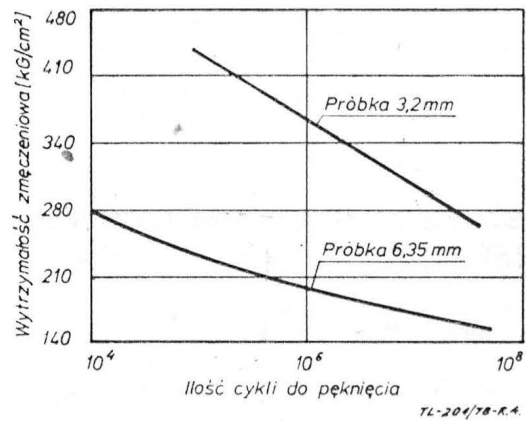
TABLICA 3. Własności termiczne

Własność	Jedn.	Wartość średnia	Uwagi
1/10 punktu mięknięcia Vicata	°C	110	BS 2782 cz. 1 metoda 102F
Temperatura odkształcenia pod obciążeniem	°C	100	BS2872 cz. 1 metoda 102G
Temperatura deformacji	°C	87	
Maks. temperatura robocza	°C	80	
Współczynnik przewodności cieplnej przy 20°C	$\frac{\text{cal cm}}{\text{cm}^2 \text{ } ^\circ\text{C s}}$	$4,5 \cdot 10^{-4}$	
Ciepło właściwe	$\frac{\text{cal}}{\text{g } ^\circ\text{C}}$	0,35	
Współczynnik rozszerzalności cieplnej liniowej	$\frac{\text{cm}}{\text{cm } ^\circ\text{C}}$	$7,3 \cdot 10^{-6}$	

dzie panowało w próbce przy z góry zadany jej odkształceniu równym 1% przez 0,01.

Przez zmęczenie w przypadku szkła organicznego rozumie się postępującą redukcję wytrzymałości ze wzrostem czasu przebywania pod obciążeniem, zarówno statycznym, jak i dynamicznym. Wytrzymałość zmęczeniową przy obciążeniu statycznym podano na rys. 3. Należy zaznaczyć, że pełzanie w czasie próby, której wyniki pokazano na rysunku, należy przypisać prawie całkowicie zmęczeniu. Wytrzymałość zmęczeniową przy obciążeniu dynamicznym obrazuje rys. 4. Próbkę miały kształt stożka o grubościach 3,2 mm i 6,35 mm. Różnice w zachowaniu się próbek o różnych grubościach tłumaczy się różnicą w narastaniu i rozpraszaniu ciepła.

Na rys. 3 krzywa 2 obrazuje wielkość naprężeń, przy których występuje siatka drobnych pęknięć na powierzch-



Rys. 4. Zależność między wytrzymałością zmęczeniową a liczbą cykli obciążenia (częstość 25 Hz, temperatura 20°C)

ni przedmiotu (*ang. crazing*). Wąskie, a stosunkowo głębokie i ostre pęknięcia działają jak karby i powodują znaczną redukcję wytrzymałości.

Własności termiczne

Własności termiczne szkła organicznego zestawiono w tablicy 3. 1/10 punktu mięknięcia Vicata definiuje się jako temperaturę, w jakiej cylindryczna beleczka (z materiału badanego) o przekroju poprzecznym 1 mm² pod obciążeniem 1 kG skróci się o 0,1 mm podczas prędkości wzrostu temperatury 50° na godzinę.

Opracował H. D. na podstawie Technical Service note PX 122 firmy ICI Plastics Division

WCT/26/K/78

KONKURS

Szukamy nowych technologii na eksport

KONKURS

Pod patronatem prezesa NOT inż. Aleksandra Kopia PHZ Polimex-Cekop oraz Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT organizują otwarty konkurs pod hasłem: Szukamy nowych technologii na eksport.

Celem konkursu jest wyszukanie nowych rozwiązań technologicznych lub konstrukcyjnych oryginalnych polskich lub opartych na zakupionej i przetworzonej licencji, które mogłyby być przedmiotem eksportu w postaci kompletnego ciągu produkcyjnego lub obiektu przemysłowego.

Uczestnikami konkursu mogą być pracownicy i współpracownicy prasy technicznej, a więc dziennikarze, pracownicy i współpracownicy przemysłu, biur projektowych i placówek naukowo-badawczych i pracownicy handlu zagranicznego. Chodzi głównie o zgłoszenia z następujących przemysłów: chemicznego, drzewnego, elektromaszynowego, papierniczego, spożywczego, materiałów budowlanych i jednostek organizacyjnych zajmujących się ochroną środowiska.

Warunki uczestniczenia zgłoszenia w konkursie:

- zgłoszone rozwiązanie technologiczne lub konstrukcyjne musi wykazywać cechy oryginalności i nowości, przynajmniej w skali krajowej,
- zgłoszone rozwiązanie może dotyczyć technologii i konstrukcji wdrożonych i niewdrożonych,
- zgłoszone rozwiązanie musi wykazywać cechy przydatności eksportowej,
- zgłoszone rozwiązanie nie może być przedmiotem aktualnego eksportu.

Konkurs trwać będzie do dnia 31 stycznia 1979 r.

Rozwiązania zgłaszane na konkurs powinny być przesyłane na adres którejkolwiek redakcji WCT NOT (np. Technika Lotnicza i Astronautyczna, 00-950 Warszawa, skr. poczt. 1004).

Zgłoszenie rozwiązania powinno zawierać:

- imię, nazwisko, adres, telefon zgłaszającego lub zgłaszających,
- jasny, precyzyjny opis zgłaszanego rozwiązania,
- określenie zasadniczych walorów technicznych i ekonomicznych,
- wskazania aktualnego lub potencjalnego producenta (dostawcy) lub kompletatora (generalnego dostawcy),

— informacje o wdrożeniu lub możliwości wdrożenia rozwiązania w przemyśle,

— stan ochrony prawnej rozwiązania w kraju i za granicą,

— w przypadku zgłoszenia zespołowego należy podać procentowy udział uczestników,

— podpis zgłaszającego (lub podpisy zgłaszających).

Zgłoszone na konkurs rozwiązania oceniane będą według kryteriów uwzględniających:

- wartość techniczną zgłoszonego rozwiązania,
- oryginalność i cechy nowości zgłoszonego rozwiązania,
- konkurencyjność wobec dotychczas stosowanych rozwiązań,
- stopień kompleksowości opracowania i/lub wdrażania,
- atrakcyjność w aspekcie przydatności eksportowej,
- inicjatywę zgłaszającego rozwiązania oraz sposób przedstawiania problemu.

Oceniając prace, Sąd Konkursowy może dodatkowo uwzględnić inne kryteria oceny, charakterystyczne dla zgłoszonych opracowań.

Zgłoszenia, które spełniają warunki uczestniczenia w konkursie oraz zostaną dokonane w terminie do dnia 31 stycznia 1979 r. zostaną przedłożone Sądowi Konkursowemu, który dokona ich oceny według ustalonych kryteriów i przyzna nagrody. Sąd Konkursowy działać będzie przy Wydawnictwach Czasopism Technicznych NOT.

Osoby, które dokonały zgłoszenia rozwiązań wyróżnionych przez Sąd Konkursowy otrzymają nagrody pieniężne. Po zakończeniu konkursu przyznane zostaną następujące zespołowe nagrody:

- nagroda I stopnia do 50 000 zł,
- nagroda II stopnia do 30 000 zł,
- nagroda III stopnia do 20 000 zł,
- oraz nagrody indywidualne.

W przypadku nagrody zespołowej, rozdziału przyznanych kwot dokonuje Sąd Konkursowy na podstawie procentowego udziału, określonego przez zgłaszających. W uzasadnionych przypadkach Sąd Konkursowy może nie przyznać nagród poszczególnych stopni, zmienić wysokość nagród lub przyznać dodatkowe wyróżnienia pieniężne zgodnie z obowiązującymi przepisami prawnymi. Decyzje Sądu Konkursowego są ostateczne i nie podlegają zaskarżeniu. Wyniki konkursu będą opublikowane w czasopiśmie WCT NOT.

DRGANIA

- 1 — wahadło
- 2 — ruch kołowy
- 3 — r. aperiodyczny
- 4 — r. periodyczny
- 5 — drgania własne, d. swobodne
- 6 — d. wymuszone
- 7 — d. okresowe, d. periodyczne
- 8 — d. harmoniczne, d. sinusoidalne
- 9 — d. tłumione
- 10 — d. nietłumione
- 11 — d. mechaniczne, wibracje
- 12 — d. akustyczne
- 13 — d. elektryczne
- 14 — d. liniowe
- 15 — d. nieliniowe
- 16 — d. samowzbudne
- 17 — d. giętne
- 18 — d. skrętne
- 19 — d. podłużne
- 20 — d. poprzeczne
- 21 — d. główne, d. podstawowe
- 22 — d. składowe harmoniczne
- 23 — d. modulowane
- 24 — d. rezonansowe
- 25 — d. aerospřężyste
- 26 — cykl
- 27 — okres (drgań)
- 28 — częstotliwość, częstość
- 29 — cz. kołowa, cz. kątowna, pulsacja
- 30 — cz. drgań własnych, cz. rezonansowa
- 31 — amplituda
- 32 — faza
- 33 — tłumienie
- 34 — dekrement tłumienia
- 35 — stała czasu, s. czasowa
- 36 — współczynnik tłumienia
- 37 — wzbudzenie
- 38 — rezonans
- 39 — superpozycja drgań
- 40 — dudnienie
- 41 — samowzbudzenie
- 42 — strzałka, brzuśce, przeciwwężły
- 43 — węzeł
- 44 — linia węzłów
- 45 — powierzchnia w.
- 46 — sprzężenie
- 47 — przesunięcie fazowe
- 48 — histereza
- 49 — tarcie suche
- 50 — opór hydrauliczny
- 51 — buffeting, trzepotanie
- 52 — flutter
- 53 — prędkość krytyczna
- 54 — drgania shimmy
- 55 — tłumik (drgań) shimmy
- 56 — amortyzator (drgań)

LA VIBRATION, LA OSCILLATION

- 1 — le pendule
- 2 — le mouvement circulaire
- 3 — le m. apériodique
- 4 — le m. périodique
- 5 — l(a) oscillation libre, la vibration l. l(a) o. propre, la v. p.
- 6 — l(a) o. forcée, la v. f., l(a) o. contrainte
- 7 — l(a) o. périodique, la v. p.
- 8 — la v. harmonique, la v. sinusoidale
- 9 — l(a) o. amortie, l(a) o. décroissante
- 10 — l(a) o. permanente
- 11 — la vibration (mécanique)
- 12 — l(a) o. acoustique, la v. a.
- 13 — l(a) o. électrique
- 14 — les vibrations linéaires
- 15 — les v. non-linéaires
- 16 — l(a) o. auto-entretenu, la v. a.-e.
- 17 — la v. transversale
- 18 — la v. de torsion
- 19 — la v. longitudinale
- 20 — la v. transversale
- 21 — la v. fondamentale
- 22 — les composantes harmoniques
- 23 — l(a) oscillation modulée
- 24 — l(a) o. résonnante, la v. r.
- 25 — la v. aéroélastique
- 26 — le cycle
- 27 — la période (d'oscillation)
- 28 — la fréquence
- 29 — la pulsation
- 30 — la fréquence de résonance, la f. propre
- 31 — l(a) amplitude
- 32 — la phase
- 33 — l(e) amortissement, l(e) affaiblissement
- 34 — le décretement de l'amortissement
- 35 — la constante de temps
- 36 — le coefficient d'amortissement, le facteur d'affaiblissement
- 37 — l(a) excitation, l(e) amorçage
- 38 — la résonance
- 39 — la superposition d'oscillation
- 40 — le battement
- 41 — la auto-excitation, le auto-amorçage
- 42 — le ventre (d'une onde stationnaire)
- 43 — le noeud
- 44 — la ligne des noeuds
- 45 — la surface des n.
- 46 — le couplage
- 47 — le déphasage, la différence des phases
- 48 — la hystérésis, la hystérèse
- 49 — le frottement à sec, le f. solide
- 50 — la résistance hydraulique
- 51 — le buffeting, le battement
- 52 — le flutter, le flottement
- 53 — la vitesse critique
- 54 — le shimmy, le flottement des roues
- 55 — l(e) amortisseur de shimmy
- 56 — l(e) a. (de vibration)

K. D.

K. D.

SILNIK TURBOODRZUTOWY

(patrz też TLiA nr 3/73)

- 1 — wlot powietrza, część wlotowa
- 2 — kołpak centralny
- 3 — kadłub wlotowy, korpus w.
- 4 — wieniec kierownic wlotowych
- 5 — kolektor instalacji przeciwoblodzeniowej
- 6 — łożysko przednie
- 7 — l. środkowe
- 8 — l. tylne
- 9 — obudowa łożyska, korpus l.
- 10 — sprężarka niskiego ciśnienia
- 11 — s. wysokiego c.
- 12 — wirnik sprężarki
- 13 — łopatki wirnika s.
- 14 — l. kierujące s.
- 15 — kierownice wylotowe s.
- 16 — wirnik s.
- 17 — tarcze stopni s.
- 18 — kadłub s.
- 19 — skrzyńka napędów
- 20 — kanał zewnętrzny
- 21 — k. wewnętrzny
- 22 — upust powietrza zza sprężarki
- 23 — zawór upustowy
- 24 — wał
- 25 — komora spalania
- 26 — płaszcz zewnętrzny komory spalania, pierścien z.k.s.
- 27 — rura żarowa
- 28 — wtryskiwacz paliwa
- 29 — turbina niskiego ciśnienia
- 30 — t. wysokiego c.
- 31 — kadłub turbiny
- 32 — wieniec kierownic t.
- 33 — wirnik t.
- 34 — tarcza t.
- 35 — łopatki wirnika t.
- 36 — uszczelnienie
- 37 — rura wylotowa
- 38 — zespół mieszania strumieni
- 39 — stożek wylotowy zewnętrzny
- 40 — s.w. wewnętrzny
- 41 — dysza wylotowa, d. napędowa
- 42 — dopórkka rury wylotowej
- 43 — rozpalacz
- 44 — świeca zapłonowa wysokiej energii
- 45 — rozrusznik elektryczny
- 46 — r. powietrzny
- 47 — prądorozrusznik, prądnicarozrusznik
- 48 — układ paliwowy (zasilania i sterowania)

LE TURBORÉACTEUR

- 1 — l(a) entrée d'air
- 2 — le corps central
- 3 — le carter d'admission
- 4 — la roue directrice d'entrée, les aubes directrices d'e., les a. de guidage à l'e.
- 5 — le collecteur de système antigriv
- 6 — le palier avant
- 7 — le p. intermédiaire
- 8 — le p. arrière
- 9 — le carter de palier
- 10 — le compresseur (à) basse pression, le c. BP
- 11 — le c. (à) haute p., le c. HP
- 12 — le rotor de compresseur
- 13 — les aubes du rotor de c.
- 14 — les a. directrices de c., l(e) ubage directeur de c.
- 15 — les a. d. de sortie
- 16 — le tambour de compresseur
- 17 — les disques d'étages de c.
- 18 — le carter de c., le boîtier du c.
- 19 — la boîte d'engrenages, la b. d'entraînement des accessoires, la b. d'e. des auxiliaires
- 20 — le canal extérieur, le by-pass, la voie extérieure
- 21 — le c. intérieur, la v. intérieure
- 22 — le prélèvement d'air
- 23 — la soupape de prélèvement, la s. de décharge
- 24 — l(e) arbre
- 25 — la chambre de combustion
- 26 — le carter de la chambre de c.
- 27 — la tube de flamme
- 28 — l(e) injecteur, la soupape d'combustible
- 29 — la turbine à basse pression, la t. BP
- 30 — la t.à haute p., la t. HP
- 31 — le carter de turbine
- 32 — la roue directrice de la turbine, l(e) aubage d'admission à la turbine, l(e) a. directeur
- 33 — le rotor de turbine
- 34 — le disque de t.
- 35 — les aubes du rotor de turbine
- 36 — l(e) étanchéité, le joint d'e.
- 37 — la tuyère d'échappement, la d. d'éjection, la t. de sortie
- 38 — la melangeur des jets
- 39 — le cône extérieur
- 40 — le c. intérieur, la aiguille
- 41 — la tuyère à reaction, la t. propulsive
- 42 — la entretoise d'aiguille, la e. de la tuyère de sortie
- 43 — le post-brûleur, la chambre de postcombustion, la tuyère de réchauffage
- 44 — la bougie (d'allumage) à haute énergie
- 45 — le démarreur électrique
- 46 — le d. à l'air
- 47 — le d.-génératrice
- 48 — le système d'alimentation en combustible, le s.régulateur d'alimentation

K. D.

WCT/26/K/78

Samolot doświadczalny z nadmuchem skrzydeł strumieniami silnikowymi

11 lipca 1977 r. wykonał pierwszy lot mały odrzutowy samolot doświadczalny Jetwing zbudowany przez O. E. Bartoe w zakładach Ball-Bartoe Aircraft Corp. W Colorado. Na samolocie tym ma być wypróbowana nowa koncepcja zwiększenia siły nośnej za pomocą nadmuchu płata strumieniami silnikowymi, rozwijana przez Bartoe od 1973 r. z myślą o zastosowaniu na samolotach STOL.

Jetwing jest jednosilnikowym, jednomiejscowym samolotem o konwencjonalnej konstrukcji ze stopów lekkich — skrzydło jest dwudźwigarowe, a część ogonowa kadłuba skorupowa. Wykorzystano pewne elementy z innych samolotów, jak końce skrzydeł z Beech Bonanzy, kółko ogonowe z Cessny 185 i kanał wlotowy silnika z Cessny Citation. Podwozie jest chowane.

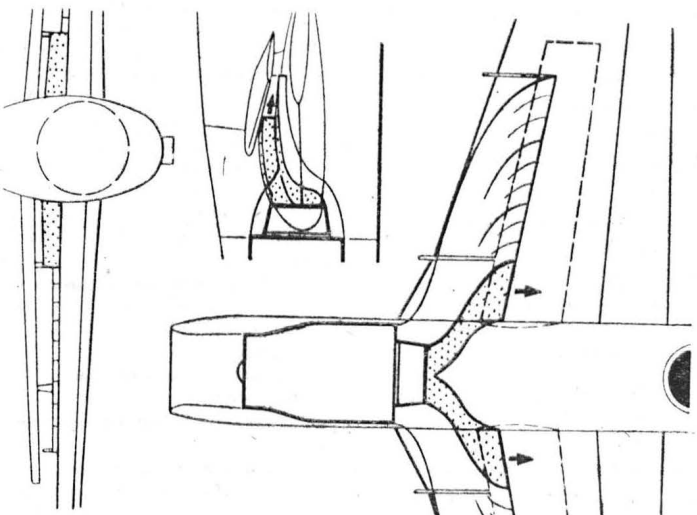
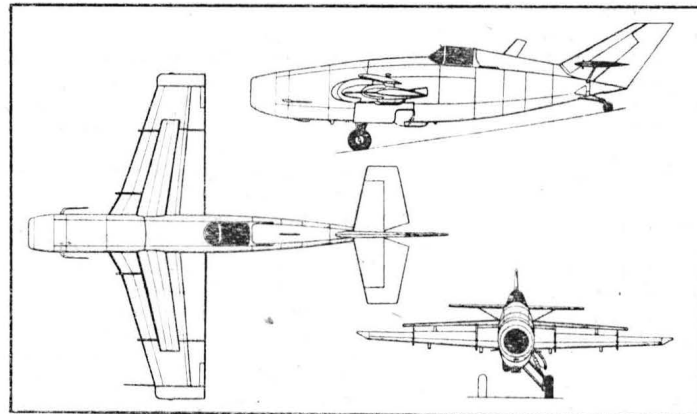
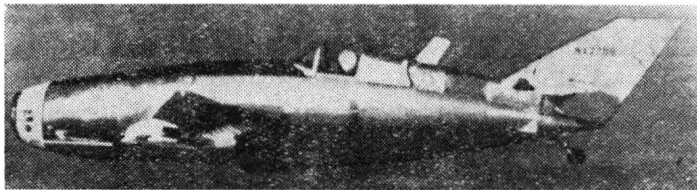
Dwuprzepływowy silnik Pratt Whitney of Canada JT 15D-1 o ciągu ok. 1000 daN jest zabudowany z przodu kadłuba. Wylot silnika zaopatrzono w dwie koncentryczne pierścieniowe komory spełniające rolę kolektorów strumienia wewnętrznego i strumienia zewnętrznego silnika. Strumień wewnętrzny, gorący, wypływa przez szczelinowe dysze na górnej powierzchni przykadłubowej części skrzydeł (łączny przekrój wylotowy dysz wynosi $2 \times 258 \text{ cm}^2$) dając 35% całkowitego ciągu i biorąc pewien udział w nadmuchu skrzydeł. Strumień zewnętrzny, wentylatorowy, jest doprowadzany do noska skrzydeł, a stąd do trzech kanałów, z kierownicami, zakończonych szczelinowymi dyszami (łączny przekrój wylotowy dysz, dla obu skrzydeł, wynosi $2 \times 484 \text{ cm}^2$). Strumień ten dając 65% całkowitego ciągu ma za główne zadanie wytwarzanie na skrzydłach supercyrkulacji.

W celu zapewnienia wymaganego przekroju kanałów i dysz wylotowych, skrzydła są podzielone na trzy części o różnych grubościach, przy czym profile są kombinacją profilów NACA 23020 i 23015. W najgrubszej, przykadłubowej części skrzydła kanał gorących gazów przechodzi ponad kanałem zimnego powietrza, który sięga końca drugiej części skrzydła. Najcieńsza, zewnętrzna część skrzydła ma niezmodyfikowany profil NACA 23015. Końcówki skrzydła Bonanzy zostały dodane, w celu zwiększenia powierzchni płata. Trzy części skrzydła są oddzielone od siebie aerodynamicznymi płetwami. Nad wylotem zimnego powietrza znajduje się małe skrzydełko poprawiające przepływ nad skrzydłem w zakresie małych prędkości lotu.

Duże kłapy, rozciągające się od kadłuba do lotek, wychylane są o 52° , przy czym wysklepiają się po łuku, co zwiększa efekt Coandy, a tym samym siłę nośną. Ostra płetwa między końcem kłapy a lotką zapobiega oderwaniu strumienia powietrza w pobliżu krawędzi splywu, a gdy kłapa jest wychylona, kieruje strumień na lotkę zapewniając sterowność przy małych prędkościach lotu.

Na górnej powierzchni noska środkowej części skrzydła, blisko krawędzi natarcia, rozciąga się szczelina o długości 1,22 m, zamykana zasuwana kłapą. Po otwarciu szczeliny wydmuchiwane jest przez nią powietrze z zewnętrznego kanału silnika, co daje ujemny ciąg zmniejszający dobieg samolotu.

Kanał i dysze strumienia wewnętrznego wykonane są z tytanu, ponieważ temperatura tego strumienia przekracza 500°C . Tytan zastosowano również na termiczną osłonę górnej powierzchni przykadłubowej części skrzydeł. Ma ona konstrukcję przekładkową z tytanowym pokryciem i ceramicznym wypełniaczem. Między osłoną a pokryciem skrzydła przepływa powietrze chłodzące pobierane z zewnętrznego kanału silnika. Pewna ilość powietrza z kanału zewnętrznego służy również do chłodzenia bocznych ścian kabiny.

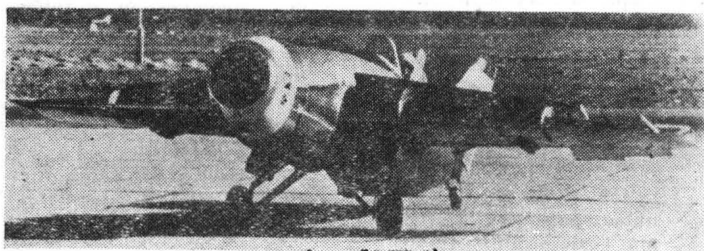


Statecznik usterzenia wysokości może być przestawiany w locie, w celu wyważenia samolotu, a sam ster wysokości ma kłapki wyważające, które początkowo były połączone z układem stabilizującym, lecz później zostały zablokowane, gdy okazało się, że stateczność jest wystarczająca. W pewnych fazach lotu Jetwing ma ujemną stateczność, pozostaje jednak sterowny.

Po pełnym przebadaniu systemu nadmuchu skrzydeł zamierza się go opatentować, w celu ewentualnej sprzedaży do zastosowania w samolotach STOL, cywilnych lub wojskowych. Przewiduje się, że w przypadku samolotu wielosilnikowego strumień wewnętrzny silników byłby wykorzystany tylko do wytwarzania ciągu, a kanały zimnego powietrza poszczególnych silników byłyby z sobą połączone, w celu zapewnienia symetrycznego nadmuchu w przypadku wyłączenia się z pracy jednego z silników.

Napęd: dwuprzepływowy silnik odrzutowy Pratt Whitney of Canada JT15D-1 o ciągu 980 daN, stosunku natężenia przepływu 3,3:1 i sprężu ponad 9:1. Paliwo w ilości 400 l mieści się w zbiorniku w środkowej części kadłuba.

Dane techniczne: rozpiętość 6,63 m; długość 8,71 m; wysokość 1,85 m; powierzchnia płata 9,75 m²; rozpiętość dodatkowych skrzydełek 4,72 m; rozstaw kół 1,42 m; masa samolotu pustego 1194 kg; nominalna masa startowa 1566 kg; prędkość minimalna 83 km/h; prędkość maksymalna 602 km/h.



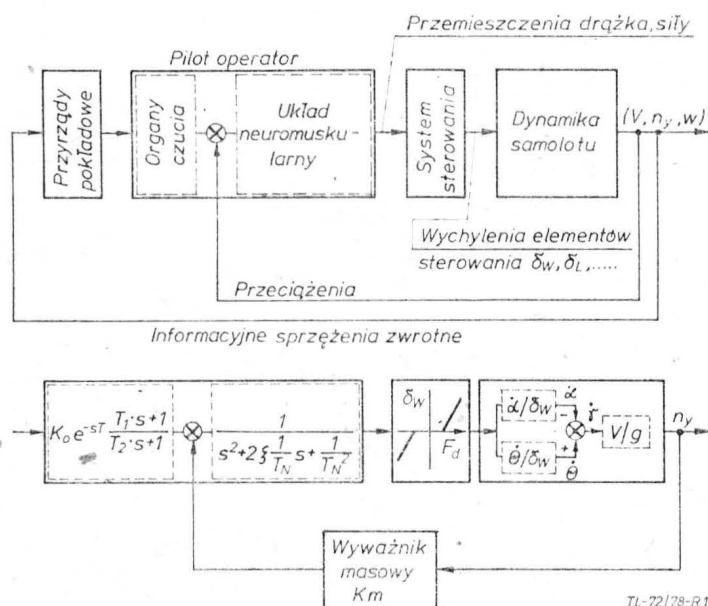
PIO — wahania indukowane przez pilota

ANDRZEJ KOMOR

Ingerencja pilota podczas sterowania statkami latającymi (szczególnie samolotów szybkich i szybowców) jest dodatkowym źródłem drgań powstających w strukturze. Wymaga to w niektórych przypadkach wprowadzenia do układów sterowania dodatkowych urządzeń korekcyjnych zwiększających stateczność. Artykuł omawia w sposób ogólny warunki powstawania tych oscylacji i sposoby ich tłumienia lub unikania.

Obok typowych drgań wynikających z budowy strukturalnej samolotu, sprężystości konstrukcji, charakterystyk dynamicznych, wyodrębniono ostatnio nową kategorię oscylacji pojawiających się w pewnych warunkach lotu. Są to tzw. PIO (*pilot induced oscillations*) — oscylacje indukowane przez pilota. Jak wynika z nazwy, wskazano na dodatkowe źródło drgań powstające w konstrukcjach lotniczych, które powoduje człowiek sprzężony przez układ sterowania z dynamiką samolotu. Szczególną uwagę na ten typ drgań zwrócono w badaniach szybowców i samolotów szybkich. Generalnie można przyjąć, że drgania PIO są drganiami powstającymi w zamkniętym układzie pilot — układ sterowania — samolot (rys. 1), przy czym pilot traktowany jako regulator, ze względu na swoją charakterystykę dynamiczną (funkcję operatorową) może stworzyć warunki do powstania drgań w ww. układzie. Wydaje się, że dobrze oddaje charakter tych drgań opis przedstawiony przez znanego szybownika K. Striediecka, który dokonał 1616 kilometrowego przelotu wzdłuż Apalachów w 1976 r. na szybowcu ASW-17. Swoją lot opisuje w następujący sposób:

...Ciąły czas bolały mnie ręce. Ciągłe ściskaniem drążek, aby uniknąć wzbudzenia się PIO, szczególnie w momencie trafienia w dziurę powietrzną. Z tego powodu leciałem z obiema rękoma na drążku i łokciami opartymi na nogach. Struktura układu sterowania ASW-17 jest taka, że w przypadku podmuchu do góry, układ ten przemieszcza się w kierunku „na siebie”, powodując dodatkowy przyrost przyspieszeń. Nie mogłem lecieć szybciej niż z prędkością $V = 100$ km/h ze względu na silne prądy powietrzne. Za każdym razem, gdy próbowałem zwiększyć prędkość do $V = 120$ km/h, następował gwałtowny przyrost oscylacji i przyspieszeń do 3 g...



Rys. 1. Schemat powstawania drgań w układzie pilot — układ sterowania — samolot

Typowe charakterystyki czasowe tych oscylacji dla samolotów szybkich przedstawiono na rys. 2 i 3, przy czym pierwszy obrazuje pojawienie się PIO w przypadku silnych turbulencji, a drugi po wykonaniu manewru naprowadzania samolotu na cel.

Rozpatrując PIO, nie można prowadzić analizy przyczyn ich powstawania, szukając ich oddzielnie, tylko we własnościach dynamicznych człowieka operatora, czy też we własnościach układu sterowania lub we własnościach aerodynamicznych i konstrukcyjnych samolotu. Wszystkie te czynniki są z sobą sprzężone i przy odpowiednim zbiorze parametrów i wymuszeń mogą doprowadzić do powstania PIO. Niemniej w każdym z tych elementów można wyodrębnić pewne własności, które w istotny sposób przyczyniają się do destabilizacji układu i generacji PIO.

Własności pilota — operatora

Rozpatrując pierwszy człon układu pilota — operatora, przyjęto najprostszy model liniowy o transmitacji

$$G(s) = K_0 \cdot e^{-sT} \cdot \frac{K_1 (T_1 \cdot s + 1)}{(T_2 \cdot s + 1)(s^2 + 2\xi \cdot s + \frac{1}{T_n^2})}$$

gdzie: T — stała czasowa obrazująca opóźnienie reakcji pilota na sygnały wejściowe, T_1 , T_2 — stałe czasowe charakteryzujące własności różniczkujące i całkujące operatora, T_n — stała czasowa układu neuromuskularnego, K_0 , K_1 — współczynniki wzmocnienia, ξ — współczynnik tłumienia układu neuromuskularnego.

Dla PIO w charakterystyce dynamicznej pilota najistotniejsze są człony opisujące opóźnienie i własności układu neuromuskularnego. Pierwszy z nich, ma stałą czasową $T = 0,15 \div 0,25$ s, powoduje stosunkowo duże opóźnienie czasowe między sygnałem wejściowym, a pojawieniem się reakcji pilota. Przy wyższych częstotliwościach drgań krótkookresowych opóźnienie to powoduje duże przesunięcie fazowe między wyjściem a wejściem i w efekcie wzmacnianie oscylacji zamiast ją eliminować. Duże znaczenie mają także własności oscylacyjne układu neuromuskularnego. Częstotliwość własna tego układu $\omega = 1/T_n$ mieści się w granicach 1÷5 Hz i pokrywa się z charakterystycznymi częstotliwościami PIO w ruchu podłużnym (1÷2 Hz) i boczny (2÷3 Hz).

Naturalne drgania rąk podczas dużego wzmocnienia w układzie sterowania (małe dF_d/dn_y , gdzie F_d — siła na drążku, n_y — przyspieszenie normalne wyrażone w g) mogą spowodować rezonans zespołu ręce pilota — system sterowania i w konsekwencji doprowadzić do generacji PIO. Problem odpowiedniego wzmocnienia w układzie sterowania (dF_d/dn_y) często decyduje o stabilności i będzie w dalszej części szerzej omówiony.

Kolejnym czynnikiem jest budowa biologiczna pilota, określona masa, która powoduje strukturalne niewyważenie masowe układu sterowania. Wiąże się to ściśle z pewnymi własnościami układu sterowania, które zwiększają możliwość powstania PIO, a mianowicie:

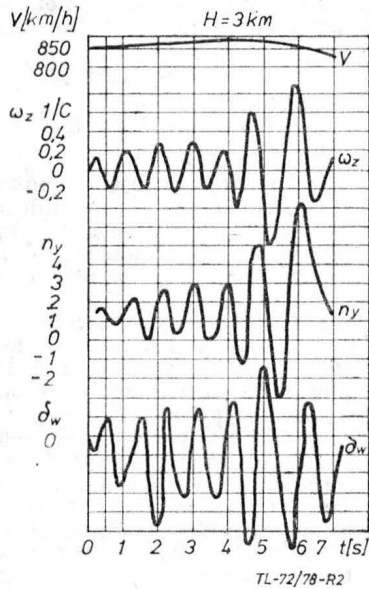
- niewyważenie masowe układu sterowania i masy równoważące siły od momentów aerodynamicznych na sterze wysokości,
- wielkość gradientu dF_d/dn_y ,
- sprężystość elementów przenoszenia ruchu,
- występowanie luzów i w konsekwencji stref nieczułości.

Niewyważenie masowe i masy równoważące

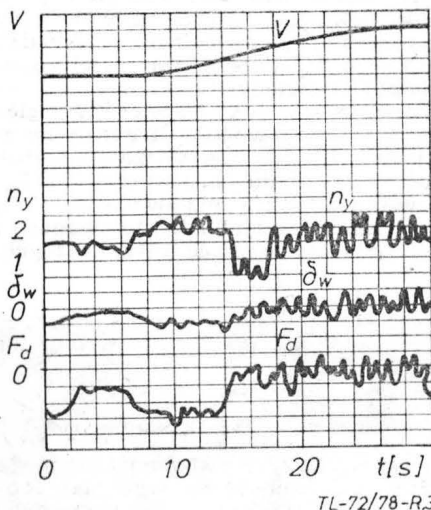
Masy równoważące siły aerodynamiczne mogą spowodować pojawienie się dodatniego (rys. 4a) lub ujemnego (rys. 4b) przeciążeniowego sprzężenia zwrotnego. Niewyważone masy w układzie sterowania powodują powstawanie dodatkowych momentów działających na drążek pod wpły-

wem przyspieszeń, wynikających np. z podmuchów pionowych. W przypadku sprzężenia dodatkowego układ działa w kierunku zwiększania przyrostów kąta wychylenia steru wysokości i tym samym dalszego wzrostu przeciążenia. Zjawisko to może być tłumione przez działanie sił aerodynamicznych, ale efekt ten jest widoczny tylko przy pewnych zakresach prędkości i przyspieszeń. Jest sprawą oczywistą, że ten typ sprzężenia jest rozwiązaniem błędnym, niemniej był i jest spotykany jeszcze w niektórych konstrukcjach. Natomiast na pierwszy rzut oka sprzężenie ujemne wydaje się całkiem korzystne. Ten punkt widzenia zaniedbuje jednak występowanie opóźnienia w układzie między detekcją zmiany przeciążenia a uzyskaniem korekcyj. Sprzężenie to jest zwykle czysto proporcjonalne i w związku z tym prowadzi do niestabilności strukturalnej układu i powstania PIO. Często ten typ drgań ze względu na przyczynę, jest określane jako GIP (*g* — induced perturbation).

Jedną z propozycji uniknięcia niedogodności wynikających ze stosowania masowych wyrównoważaczy steru wysokości jest zastąpienie ich przez równoważenie za pomocą układów sprzężonych lub mających własności sprężyste kłapek tzw. *airflow*, które są niezależne od zmian przyspieszeń. Jednak uzyskanie zerowego przeciążeniowego sprzężenia zwrotnego nie jest w pełni możliwe, ze względu na masę pilota. Ramiona pilota są zmiennymi masami w układzie sterowania i nie mogą być wyrównoważone. Wpływ tych mas można jednak zmniejszyć przez zapewnienie odpowiednich zakresów i trajektorii ruchu ramion pilota.



Rys. 2. Charakterystyka amplitudy oscylacji δ w funkcji czasu t w przypadku silnej turbulencji (dla samolotów szybkich)

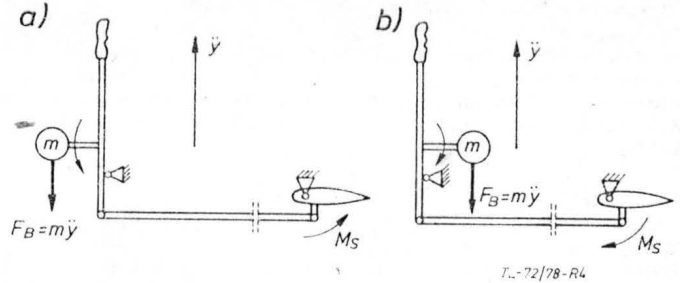


Rys. 3. Charakterystyka oscylacji dla samolotu szybkiego po doprowadzeniu na cel

Układ przenoszenia

Kolejnym parametrem wpływającym na podatność układu pilot — samolot na PIO jest charakterystyka przenoszenia systemu sterowania, czyli tzw. gradient dF_d/dn_y .

Badania przeprowadzone w 1967 r. przez Cornell Aeronautical Laboratory na samolocie o zmiennej stabilności Lockheed T-33 określiły wpływ wielkości tego gradientu na pojawianie się PIO. Ponadto sformułowano optymalne obszary zmian dF_d/dn_y w zależności od stosunku maksy-

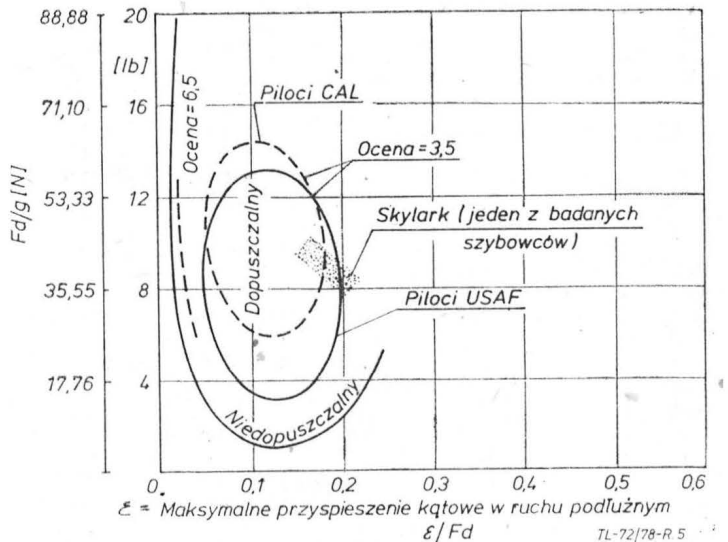


Rys. 4. Pojawianie się przeciążeniowego sprzężenia zwrotnego (a — dodatniego, b — ujemnego) jako skutku oddziaływania mas równoważących siły aerodynamiczne

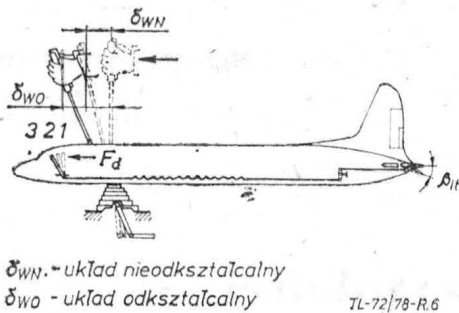
malnego przyspieszenia kąowego w ruchu podłużnym do F_d , a także stworzono pewną subiektywną skalę tendencji do generacji PIO. Wyniki są przedstawione na rys. 5. Określony jako dopuszczalny obszar zmienności dF_d/dn_y zawiera się między 62.22 N/g do 13.33 N/g. Widoczne jest pewne przesunięcie obszarów dopuszczalnych stwierdzonych przez pilotów CAL i USAF. Tłumaczone jest to faktem istotnych różnic w systemie szkolenia i treningu tych dwóch grup pilotów. Jednocześnie tendencje do PIO podzielone zostały na skali od 1 — czyli bez tendencji do wzbudzenia się PIO aż do 6 — zakłócenia lub normalne sterowanie mogą spowodować niepożądane oscylacje.

Granice obszarów: dopuszczalny/niedopuszczalny korespondują z oceną pilotów 3—3,5, czyli niepożądane oscylacje łatwo indukują się, gdy pilot inicjuje nagły manewr lub realizuje dokładne (*tight*) sterowanie i oceną 4 — oscylacje mają tendencję do wzrostu, gdy pilot inicjuje nagły manewr lub realizuje dokładne sterowanie. Linia pokazująca ocenę 6,5 wykracza poza tę subiektywną skalę i odnosi się do sytuacji ocenianej jako złta i złta — wymagająca dużej uwagi pilota.

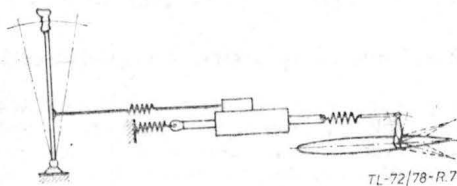
Zarówno niskie, jak i wysokie wartości gradientu dF_d/dn_y uznawane są za zdecydowanie niekorzystne. W pierwszym przypadku, mającym miejsce szczególnie w szybowcach z płytowym sterem wysokości niska wartość dF_d/dn_y powoduje pojawianie się dużych przemieszczeń steru wyso-



Rys. 5. Wpływ stabilności na pojawianie się oscylacji wywołanych przez pilota



Rys. 6. Wpływ odkształcalności mechanizmu przeniesienia na wielkość wychylenia dźwigni sterowania

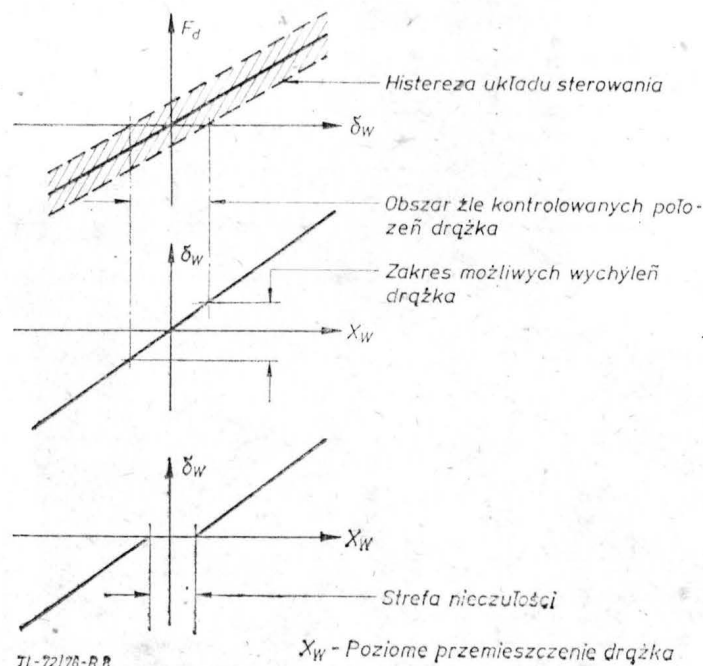


Rys. 7. Powstawanie oscylacji wywołanych odkształcalnością mechanizmu przeniesienia

kości i tendencji do przeregulowywania. Ponadto ten lekki typ drążka jest czuły na drgania wynikające z własności układu neuromuskularnego. W przypadku dużych wartości dF_d/dn_y reakcje samolotów są wolne na wielkość przyłożonej siły. Ma wtedy miejsce tzw. *threshold of perception* i również pojawiają się tendencje do przeregulowywania. Jednak z ocen pilotów wynika, że mniej niebezpiecznym zjawiskiem jest duża wartość dF_d/dn_y . Natomiast obecnie produkowane szybowce mają zwykle całkiem ruchomy ster wysokości mocowany w środku aerodynamicznym i jedynym źródłem gradientu siły na drążku jest sprężyna trzymająca. Często wartość tego gradientu nie przekracza 8,89 N/g. W standardach uprzednio przedstawionej skali ocena znacznie przekroczyłaby wartość 6 i formułowana byłaby jako samolot sterowalny z pełną uwagą lub nawet samolot niesterowalny.

Odkształcalność i luzy układu przeniesienia

Kolejnym czynnikiem wiążącym się z inicjacją PIO w układzie sterowania jest odkształcalność mechanizmu prze-



Rys. 8. Schemat powstawania strefy nieczułości

niesienia. W przypadku szybowców czynnik ten ma znaczenie ze względu na konieczność uzyskania maksymalnej lekkości konstrukcji, natomiast w samolotach szybkich wynika to z faktu działania dużych sił (rys. 6 i 7). Fakt ten znacznie zmniejsza zapas stateczności statycznej i sterowalności, a także obniża wartość gradientu dF_d/dn_y . Ponadto ze względu na swoje własności sprężyste może stać się dodatkowym źródłem oscylacji.

Z zagadnieniem odkształcalności mechanizmu przeniesienia związana jest kolejną charakterystyczną własność układu sterowania. Jest nią występowanie strefy nieczułości (luzów), rys. 8. Powoduje to dodatkowe opóźnienia reakcji pilota na zakłócenia oraz przesunięcia fazowe i ze względu na szerokość tej strefy, a także ograniczone możliwości likwidacji uchybu przez pilota, może doprowadzić do generacji PIO.

Własności aerodynamiczne i konstrukcyjne samolotu

Ostatnim elementem systemu człowiek — samolot, w którym mogą zaistnieć przesłanki do powstania PIO jest konstrukcja samego samolotu i jego aerodynamika. Na podstawie analizy charakterystyk aerodynamicznych usterzenia płytowego w szybowcu [7] stwierdzono, że w przypadku $X_H \cong 0$ pojawiają się niegasnące oscylacje, których częstotliwość była zależna od $\Delta\beta_H/\Delta\beta_{H_0}$ (gdzie β_H — kąt wychylenia usterzenia wysokości, β_{H_0} — kąt zmiany charakterystyki aerodynamicznej usterzenia — punkt zmiany nachylenia charakterystyki $C_H = f(\beta_H)$, których częstość zależna była od wartości $\Delta\beta_H/\Delta\beta_{H_0}$, przy czym przy przebadanych wielkościach $\Delta\beta_H/\Delta\beta_{H_0}$ otrzymano oscylacje charakterystyczne dla PIO.



Rys. 9. Wpływ odkształcalności konstrukcji samolotu na wielkość wychylenia steru

Postawiono hipotezę, że oscylacje PIO mogą wystąpić, gdy oś obrotu usterzenia leży bardzo blisko jego środka aerodynamicznego, a warunkiem ich wzbudzenia jest istnienie strefy nieczułości klapki.

W przypadku samolotów szybkich jako jedna z przyczyn występowania PIO sugerowana jest odkształcalność konstrukcji, a szczególnie jej części ogonowej (rys. 9) i ostatnio zmienna geometria skrzydeł. Pierwsza własność powoduje powstawanie silnych drgań przenoszonych na układ sterowania, których w wielu przypadkach pilot nie jest w stanie wyeliminować, a wręcz przeciwnie ze względu na określone przesunięcia fazowe może doprowadzić do rezonansu. W przypadku zmiennej geometrii skrzydeł następuje zjawisko przesuwania się środka ciężkości samolotu do tyłu i zmniejszania się statycznej stateczności podłużnej, a w następstwie ujawnienie się PIO.

W celu eliminacji tych niekorzystnych zjawisk wprowadzane są do układu sterowania dodatkowe urządzenia korekcyjne zwane również powiększaczami stateczności. Opis tych urządzeń przedstawiony będzie w jednym z następnym numerów TLiA.

LITERATURA

1. J. BREMING: More about PIO'S. *Sailing and Gliding* nr 2—3/1969.
2. A. FIRLA, J. MORAWSKI: Identyfikacja dynamicznych własności człowieka operatora w układach sterowania ręcznego. *Archiwum Automatyki i Telemekhaniki*, Tom XIV, zeszyt 1, 1969.
3. K. HYNES: PIO'S and GIP'S, *Sailplane and Gliding* nr 4—5/1977.
4. F. IRWING: PIO'S in gliders, *Sailplane and Gliding* nr 2—5/1969.
5. F. IRWING: Comments on PIO'S *Sailplane and Gliding* nr 4—5/1969.
6. J. M. PASZKOWSKI: *Ustrojczliwość i uprawialność samolota*. Maszynostrojenie 1975.
7. J. SANDAUER: Charakterystyki statyczne i dynamiczne szybowca z płytowym usterzeniem wysokości. *Prace Instytutu Lotnictwa* 1971.
8. F. J. SKLANSKI: *Uprawienie swierchszukowego samolota*. Maszynostrojenie 1964.

Radiowysokościomierze małych wysokości

Przedstawiono zasadę działania i przegląd rozwiązań radiowysokościomierzy lotniczych małych wysokości.

Zasada działania i przegląd rozwiązań radiowysokościomierzy lotniczych małych wysokości

W obecnym stanie techniki trudno sobie wyobrazić inny bardziej efektywny sposób pomiaru wysokości rzeczywistej lotu statku powietrznego (przeprowadzany na pokładzie) niż radiolokacja. Celem radarowym jest tu powierzchnia ziemi. Najbardziej znana jest radiolokacja impulsowa.

Do pomiaru małych wysokości stosuje się najczęściej radiolokację na fali ciągłej zmodulowanej częstotliwościowo. Metoda ta, chociaż mniej znana, jest równie stara jak radiolokacja impulsowa. Znalazła ona zastosowanie przede wszystkim w radiowysokościomierzach lotniczych. Radiowysokościomierze z modulacją częstotliwości znalazły szerokie zastosowanie podczas drugiej wojny światowej. Zasadę działania radiowysokościomierza pokazano na rys. 1.

Nadajnik wytwarza sygnał o częstotliwości zmieniającej się jak na rys. 1. Wybrano tu dla przykładu zwykle stosowaną modulację trójkątną, ponieważ daje ona najbardziej zwarte widmo sygnału odbiorczego oraz kompensację zjawiska Dopplera. W odbiorniku zachodzi mieszanie sygnału odbiorczego z częścią sygnału nadawczego z nadajnika, w wyniku czego uzyskuje się dudnienia o częstotliwości f_b zależnej od czasu przelotu τ sygnału na drodze antena nadawcza — ziemia — antena odbiorcza, a zatem od wysokości lotu. Łatwo jest wyprowadzić zależność

$$H = \frac{c}{8 \Delta f \cdot f_m} f_b$$

gdzie: H — wysokość, c — prędkość światła, Δf — dewiacja częstotliwości, f_m — częstotliwość modulacji, f_b — częstotliwość dudnień.

Częstotliwość dudnień f_b (rys. 1) ma wartość określoną wzorem z wyjątkiem przedziałów znajdujących się w otoczeniu punktów nieciągłości funkcji modulującej. W praktyce okres modulacji wybiera się dużo większy niż maksymalny czas przelotu, w analizie więc pomija się przedziały czasowe.

Schemat blokowy najprostszego radiowysokościomierza przedstawiono na rys. 2. Jest to układ synchroniczny, w którym rolę oscylatora lokalnego spełnia generator nadajnika. Zatem odbiornik pracuje z tzw. zerową częstotliwością pośrednią. Wzmacniacz odbiornika jest wzmacniaczem szerokopasmowym o charakterystyce częstotliwości wzmocnienia ukształtowanej z nachyleniem 6 dB/oktawę dla skompensowania spadku mocy sygnału odbiorczego ze wzrostem wysokości. Licznik częstotliwości przetwarza częstotliwość dudnień na napięcie sterujące wskaźnik wychyłowy. We wskaźnikach wykorzystuje się układy galwanometryczne lub serwomechaniczne.

Układ antenowy składa się z dwóch niestabilizowanych identycznych anten tubowych o szerokiej wiązce dla uniezależnienia się w określonych granicach od przechyłów wzdłużnych i poprzecznych samolotu.

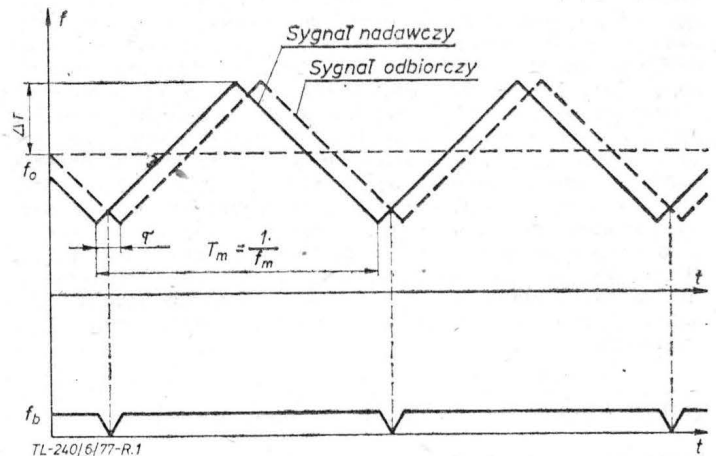
Zgodnie z zaleceniami ARINC nr 552 radiowysokościomierze pracują w pasmie 4,2 do 4,4 GHz. Aby scharakteryzować parametry radiowysokościomierzy małych wysokości, zostaną przedstawione pokrótce minimalne wymagania eksploatacyjne (wg przepisów FAR — część 37-TSO-087). Wymagania dotyczące dokładności i warunków pomiarów zestawiono w tablicy.

Zgodnie z przepisami FAR radiowysokościomierz powinien zawierać układ alarmujący o niesprawności radiowysokościomierza i zaniku sygnału odbiorczego. Radiowysokościomierz powinien zapewniać pomiar wysokości przy

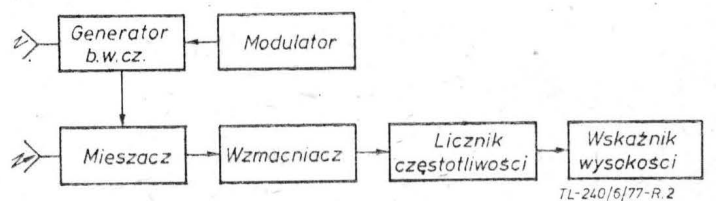
współczynnika rozpraszania gruntu $\sigma_o(0)$ zdefiniowanym jako stosunek mocy odbitej do mocy padającej przy promieniowaniu pionowym nie mniejszym niż $6 \cdot 10^{-3}$.

Radiowysokościomierze ze zmienną częstotliwością dudnień

Na rys. 3 przedstawiono bardziej rozwinięty schemat blokowy radiowysokościomierza ze zmienną częstotliwością dudnień. Nadajnik zawiera generator b.w.cz. przestrajany elektronicznie. W generatorze wykorzystuje się (w starszych typach) magnetron (radiowysokościomierze radzieckie RW-5), którego podstawową wadą jest konieczność zasilania wy-



Rys. 1. Zależności częstotliwościowo-czasowe sygnałów radiowysokościomierza



Rys. 2. Uproszczony schemat blokowy radiowysokościomierza

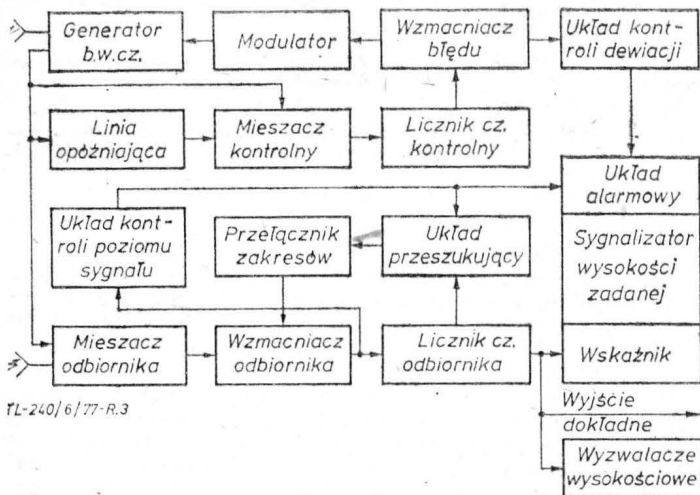
TABLICA

Wysokość [stopy]	Prędkość pionowa [stopy/s]	Dokładność	
		wskaźnik pilota	wyjście dokładne
3 ÷ 100	0 ÷ 15	± 5 stóp	± 3 stopy
100 ÷ 500	0 ÷ 20	± 5%	± 3%
ponad 500	0 ÷ 20	± 7%	± 5%

Wymagania powyższe powinny być spełnione w zakresie kątów przechyłu wzdłużnego do $\pm 15^\circ$ i poprzecznego do $\pm 20^\circ$.

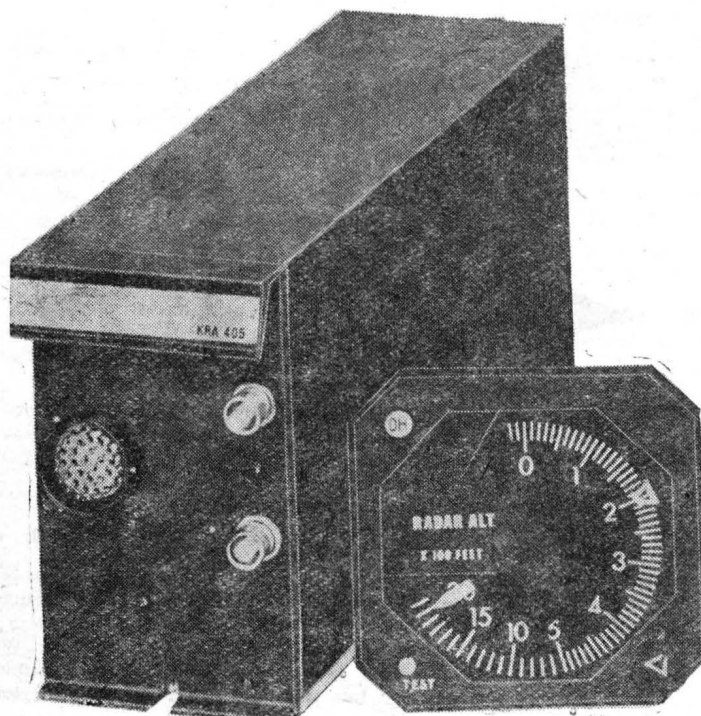
Wyjście dokładne jest to wyjście sygnału napięciowego przeznaczonego do współpracy z urządzeniami zewnętrznymi takimi jak np. autopilot, urządzenie ostrzegawcze o bliskości ziemi.

sokim napięciem. W nowszych typach stosuje się łańcuch powielaczy waraktorowych o krotności powielania kilkanaście razy napędzany przez generator tranzystorowy (radiowysokościomierze amerykańskie Bendix ALA-51-A, Collins AL-101) lub tranzystor mikrofalowy działający bezpośrednio na częstotliwości nośnej (radiowysokościomierz amerykański King KRA-405). Generator pracuje zwykle w torze automatycznej regulacji stałej radiowysokościomierza. Zasadę działania toru podano we wzorze. Również z tego wzoru widać, że częstotliwość dudnień f_b nie zależy od częstotliwości nośnej f_0 i jest wprost proporcjonalna do wysokości, jeżeli wyrażenie $c/8\Delta f \cdot f_m = \text{const}$. Zatem nie jest konieczne utrzymywanie osobno stałej dewiacji Δf i częstotliwości f_m , wystarczy że iloczyn tych wielkości jest stały. Uzyskuje się to przez zbudowanie drugiego jakby odbiornika (obok odbiornika właściwego pracującego w pętli samolot — ziemia — samolot) działającego w pętli wewnętrznej zamykającej się przez linię opóźniającą. Linia ta jest elementem kalibracyjnym o ściśle określonym opóźnieniu i może być linią transmisyjną lub odbiciową (w tym drugim przypadku jest dwa razy krótsza i dzięki temu lżejsza, lecz musi być wyższej jakości). Linia ta ma postać kabla współosiowego mikrofalowego nawiniętego na karkasie. Część sygnału z generatora b.w.cz. po przejściu przez linię opóźniającą miesza się w mieszaczu kontrolnym z częścią sygnału odsprężoną bezpośrednio z generatora. Otrzymana



TL-240/6/77-R.3

Rys. 3. Schemat blokowy radiowysokościomierza ze zmienną częstotliwością dudnień



Rys. 4. Widok radiowysokościomierza King KRA 405

na jego wyjściu częstotliwość dudnień przetwarza się w liczniku kontrolnym na napięcie, które przez wzmacniacz błędu (porównujący wartość rzeczywistą z wartością zadaną) steruje modulatorem w taki sposób, aby zachować stałą radiowysokościomierza. Dozwolone jest jednak pływanie częstotliwości tylko w określonych granicach i po ich przekroczeniu układ kontroli dewiacji wywołuje sygnalizację niesprawności. Mieszacz odbiornika jest to mieszacz zrównoważony do zmniejszenia szumów AM na diodach mikrofalowych, charakteryzujących się szumami migotania. Za mieszaczem znajduje się zespół filtrów, służących do „krojenia” całego pasma częstotliwości dudnień na zakresy — zależnie od wysokości lotu — w celu poprawienia stosunku sygnał-szum przez zmniejszenie szerokości pasma pracy odbiornika. W radiowysokościomierzu RW-5 stosuje się podział na trzy zakresy, wykorzystując przełącznik diodowy. W radiowysokościomierzach King KRA-405 dzieli się całe pasmo dudnień na 9 zakresów po 20 kHz za pomocą przełącznika na tranzystorach polowych. Za wzmacniaczem znajduje się licznik częstotliwości, zawierający na wejściu układ progowy do blokady szumów, na wyjściu zaś układy kształtowania charakterystyki napięcie-wysokość doysterowania wskaźnika wychyłowego i wyjścia dokładnego. Zwykle stosuje się liczniki diodowo-pojemnościowe ze wzmacniaczami operacyjnymi.

Radiowysokościomierze wyposaża się w sygnalizatory wysokości zadanej, nastawiane przez pilota pokrętkiem umieszczonym na płycie czołowej wskaźnika. Przekroczenie zadanej wysokości w dół wywołuje sygnał optyczny i w niektórych typach także akustyczny, podawany do słuchawek helmofonu. Ponadto stosuje się w radiowysokościomierzach wyzwalacze wysokościowe. Są to układy dwustanowe do uruchamiania przekaźników w urządzeniach współpracujących z radiowysokościomierzem. Zmiana stanu następuje przy przekroczeniu w dół wartości wysokości nastawianych wewnątrz obudowy zespołu nadawczo-odbiorczego. Wskaźnik wysokości wyposażony jest w układ alarmowy, powodujący ukazywanie się chorągiewki w polu widzenia przy niesprawności radiowysokościomierza, zaniku sygnału odbiorczego i braku zasilania. Zanik sygnału odbiorczego wykrywany jest przez układ kontroli poziomu sygnału, przyłączony na wyjściu wzmacniacza odbiornika.

Po wykryciu zaniku sygnału następuje automatyczne przejście w tryb przeszukiwania, przy którym układ przeszukujący powoduje okresowe przełączanie zakresów aż do ponownego wykrycia sygnału. Radiowysokościomierz może pracować również w trybie wewnętrznej kontroli działania inicjowanym przez pilota, przy którym następuje odłączenie mieszacza odbiornika i podanie sygnału z mieszacza kontrolnego na wzmacniacz odbiornika. Wskaźnik wskazuje przy tym (w przypadku sprawnego działania urządzenia) wysokość odpowiadającą połowie opóźnienia linii opóźniającej, zwykle ok. 15 m (rys. 4).

Dane techniczne radiowysokościomierza King KRA-405

Masa kompletu (bez okablowania)	4,85 kg
Masa zespołu nadawczo-odbiorczego (wraz z ramą amortyzacyjną)	2,85 kg
Masa wskaźnika	0,77 kg
Masa jednej anteny	0,59 kg
Wymiary zespołu nadawczo-odbiorczego (wraz z ramą amortyzacyjną)	8,3 × 13,3 × 29,6 cm
Wymiary wskaźnika	∅ 8,3 × 20 cm
Zakres pomiarowy wysokości	—6÷600 m
Dokładność pomiaru wysokości	
w zakresie 0÷150 m	1,52 m lub ±5%
w zakresie 150÷600 m	±7%
Nachylenie napięcia wyjściowego dla	
wyjścia dokładnego w zakresie —6÷600 m	—10 mV/stope
dla wyjścia wskaźnikowego 1	
w zakresie —20÷500 stóp	+20 mV/stope
w zakresie 500÷2000 stóp	+3 mV/stope
dla wyjścia wskaźnikowego 2	
w zakresie 20÷2000 stóp	—4 mV/stope
Zasilanie napięciem stałym	27,5 V ±2%
Pobór prądu	970 mA
Moc wyjściowa nadajnika	150 mW
Częstotliwość środkowa	4300 ±15 MHz
Dewiacja częstotliwości	50 MHz
Częstotliwość modulacji	100 Hz
Wyzwalacze wysokościowe	

dwa nastawne w całym zakresie 0÷600 m z dokładnością 1,27 m lub 5%

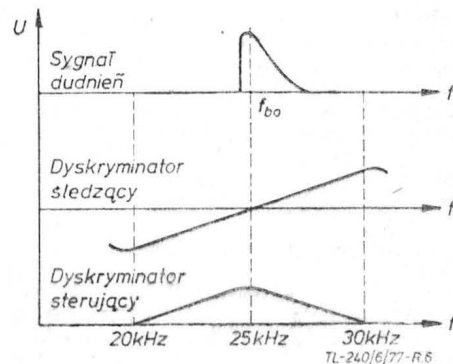
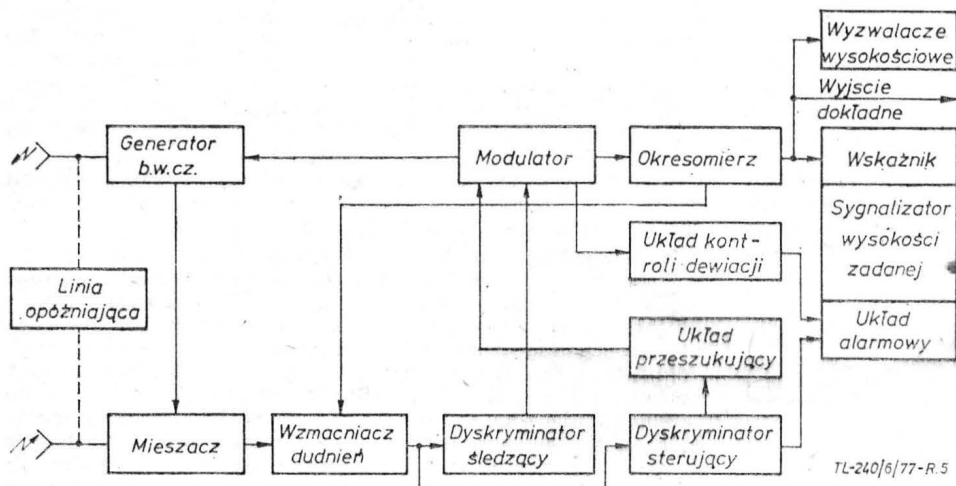
Szerokość wiązki antenowej
w płaszczyźnie E $50 \pm 5^\circ$
w płaszczyźnie H $40 \pm 4^\circ$

Radiowysokościomierze ze zmienną częstotliwością modulacji

Z podanego wyżej wzoru wynika, że przy stałej dewiacji i częstotliwości dudnień wysokość można mierzyć za pośrednictwem częstotliwości modulacji. Schemat blokowy radiowysokościomierza działającego na tej zasadzie przedstawiono na rys. 5. Otrzymany w mieszczu sygnał dudnień podaje się do liniowego dyskryminatora śledzącego, nastrojonego na częstotliwość środkową dudnień f_{bo} . Widmo

Radiowysokościomierze ze zmienną częstotliwością modulacji wyposaża się na ogół w układ automatycznej kalibracji. Układu tego nie przedstawiono na rysunku 5, aby nie zaciemniać przejrzystości schematu, który ma na celu zilustrować zasadę działania. Jest to układ pracujący z wewnętrzną linią opóźniającą. Powoduje on okresowe przełączanie radiowysokościomierza (np. co 300 ms na 30 ms) na pracę w pętli wewnętrznej zamykającej się przez tę linię. W tych okresach przeprowadzana jest automatycznie kalibracja dewiacji częstotliwości.

Pomiar wysokości ze zmienną częstotliwością modulacji stosuje się w całej rodzinie radiowysokościomierzy AHV francuskiej firmy TRT, przy czym należy wspomnieć, że



Rys. 6. Charakterystyki częstotliwościowe sygnału dudnień i dyskryminatorów

Rys. 5. Schemat blokowy radiowysokościomierza ze zmienną częstotliwością modulacji

częstotliwościowe dudnień jest utrzymywane wokół częstotliwości f_{bo} , bowiem napięcie wyjściowe tego dyskryminatora steruje częstotliwością modulacji nadajnika, przy czym dewiacja częstotliwości Δf jest stała. Dyskryminator sterujący sprawdza, czy widmo częstotliwości dudnień jest rozmieszczone wokół f_{bo} . Jeżeli sygnał wyjściowy z dyskryminatora sterującego jest za mały, to urządzenie przechodzi w tryb przeszukiwania i włączony jest alarm.

Podczas przeszukiwania modulator zmienia automatycznie częstotliwość modulacji aż do ponownego wykrycia sygnału odbiorczego (rys. 6). Wzmacniacz dudnień ma zasięgową regulację wzmocnienia do skompensowania spadku mocy sygnału odbiorczego z wysokością. Ponieważ częstotliwość modulacji jest odwrotnie proporcjonalna do wysokości, mierzy się więc okres modulacji okresomierzem, którego napięcie wyjściowe po ukształtowaniu podaje się do wskaźnika, wyjścia dokładnego i wyzwalacza wysokościowych, a także steruje ono wzmocnieniem wzmacniacza dudnień. Do kontroli pracy urządzenia wykorzystuje się zewnętrzną linię opóźniającą, która symuluje ustaloną wartość wysokości. Przez uruchomienie przycisku kontroli umieszczonego na wskaźniku pilot powoduje włączenie linii przed antenami i odłączenie samych anten. Wówczas wskaźnik powinien wskazać wysokość wynikającą z opóźnienia linii.

najtańszy typ AHV-8 jest uproszczony (brak obu linii opóźniających i związanych z nimi układów).

Znane są również radiowysokościomierze, w których wykorzystuje się pracę ze zmienną dewiacją przy stałej częstotliwości dudnień i modulacji, np. angielskie typu STR 70-P firmy STC. Przedstawione rozwiązania prezentują typowe nowoczesne radiowysokościomierze.

W urządzeniach najwyższej klasy stosuje się obecnie sinusoidalną modulację częstotliwości, a pomiar wysokości odbywa się przez pomiar różnicy faz między jedną ze wstępnych Bessela nadawanego sygnału a odpowiednią wstępną boczną odebranego sygnału. Radiowysokościomierze mają również zastosowanie w astronautyce. Wykorzystuje się je podczas miękkiego lądowania na innych ciałach niebieskich lub operacji łączenia statków kosmicznych na orbicie.

LITERATURA

- D.G.C. LUCK: Frequency Modulated Radar. Mc Graw-Hill Book Comp., 1945.
- A. S. WINICKIJ: Oczerk osnov radiolokacii pri nieprierywnom izluczenii radiowołn Moskwa 1971.
- N. P. SUPRIAGA: Radiolokacjonnyje sriedstva nieprierywnogo izluczenija Moskwa 1974.
- Materiały firmowe TRT, King.

WCT/245/K/78

Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK

Sekcja Lotnicza SIMP przy TSWL w Zamościu

Od 1973 r. przy Technicznej Szkole Wojsk Lotniczych w Zamościu działa Koło Sekcji Lotniczej SIMP. Początkowo należało ono do Oddziału SIMP w Lublinie, zaś od czasu reformy administracji — należy do Oddziału Wojewódzkiego SIMP w Zamościu. W tym pierwszym okresie działalności Koło SIMP przy TSWL wchodziło w skład Oddziału Sekcji Lotniczej SIMP w Lublinie, obecnie zaś — z uwagi na szeroką lotniczą działalność Koła jest słuszne i celowe, aby Koło Lotnicze przy TSWL uży-

skoła rangę Oddziału Sekcji Lotniczej SIMP w Zamościu.

Jednocześnie pragniemy podkreślić, że cenną działalność Koła SIMP przy Technicznej Szkole Wojsk Lotniczych w Zamościu należy — w dużej mierze — zawdzięczać zasłużonemu organizatorowi i aktywnemu przewodniczącemu kol. plk. inż. Ignacemu Adućkiewiczowi, za co składamy Mu serdeczne podziękowanie.

Ze statystyki SIMP

W niedługim czasie SIMP będzie liczył 80 tysięcy członków. W 48 województwach

pracują oddziały SIMP, a 27 stowarzyszeńowych sekcji naukowo-technicznych działa w zakresie swych specjalności branżowych.

Sekcja lotnicza SIMP w Bydgoszczy

Koleżdy simpowcy z Bydgoszczy wiele wysiłków poświęcają dla rozpropagowania wiedzy związanej z techniką lotniczą, szczególnie wśród dzieci i młodzieży. W ubiegłym roku zorganizowali 16 pokazów sprzętu lotniczego, w których uczestniczyło ok. 500 osób.

Członkowie SIMP zorganizowali 17 wy-

kładów, prelekcji i informacji technicznych połączonych z wyświetlaniem przezroczy dla 580 pracowników przemysłu, żołnierzy i młodzieży szkolnej. Popularyzacji techniki lotniczej były poświęcone dwie wystawy książki, zorganizowane wspólnie z Klubem Garnizonowym. Zorganizowano 4 narady dotyczące eksploatacji wojskowego sprzętu lotniczego, w których uczestniczyło 150 żołnierzy zawodowych. Przedmiotem narad m. in. było:

- wypracowanie programu poprawy jakości remontowanego sprzętu,
- wykorzystanie urządzeń treningowych i imitatorów kabin do szkolenia lotniczego.

Z działalności Sekcji Lotniczej w Rzeszowie

Oddział Sekcji Lotniczej SIMP w Rzeszowie organizuje comiesięczne narady naukowo-techniczne. Odbývają się one zazwyczaj w środowisku pracowników WSK PZL Rzeszów. Poniżej podajemy tematy kilku narad, które zorganizowano w 1977 r.:

- zastosowanie tytanu i jego obróbka,
- kształtowanie metody szlifowania kół zębatych,
- O dalszą poprawę jakości i nowoczesności wyrobów produkowanych przez WSK Rzeszów,
- nowe procesy technologiczne,
- problemy wprowadzania postępu technicznego w przedsiębiorstwach,
- wpływ organizacji technicznych na postęp techniczny,
- roboty i manipulatory przemysłowe,
- narada użytkowników sprzętu lotniczego produkowanego w Polsce.

Zarząd Oddziału nawiązał współpracę z

Klubem Lotniczym działającym przy Aero-Klubie Rzeszowskim, w ramach której wykonano szereg prac. M. in. przetłumaczono i opracowano instrukcję użytkowania samolotu Zlin-42 i jego silnika oraz wygłoszono referaty poświęcone napędowi lotniczym produkowanym przez WSK PZL Rzeszów.

Oddział Sekcji Lotniczej SIMP w Rzeszowie liczył w końcu ub. roku 590 członków.

XX-lecie działalności rzeczoznawczej SIMP

Mińło 20 lat od chwili, kiedy Prezydium Zarządu Głównego SIMP zatwierdziło pierwszy regulamin Zespołu Rzeczoznawców SIMP, dając formalny początek działalności rzeczoznawczej uprawnionej agencji Stowarzyszenia.

Na podstawie uchwały XXIII Walnego Zjazdu Delegatów SIMP (Katowice 1975 r.) Zespół Ośrodków Rzeczoznawstwa i Postępu Organizacyjno-Technologicznego ZORPOT uległ reorganizacji, w wyniku której powstało osiem ośrodków w makroregionach.

Na początku roku 1977 funkcje koordynacyjne i nadzercze Rady Technicznej ZORPOT przejął Komitet Ekspertów przy Zarządzie Głównym SIMP. Znana działalność Zespołu Rzeczoznawców została rozszerzona w następującym zakresie:

- udzielanie pomocy zakładom produkcyjnym w:
 - kompleksowej lub częściowej modernizacji istniejących procesów technologicznych,
 - opracowywaniu nowych procesów tech-

nologicznych, z uwzględnieniem ich mechanizacji i automatyzacji,

- modernizacji oprzyrządowania,
- dostosowywania sprawdzonych przemysłowo opracowań patentowych, wzorów użytkowych i projektów racjonalizatorskich i ich wdrażania do produkcji

● doradztwa i pomocy przy wdrażaniu nowoczesnych technologii,

● doradztwa i pomocy w usprawnianiu organizacji przedsiębiorstw w:

- zapewnianiu fachowej konsultacji specjalistów,
- przeprowadzaniu badań i analiz,
- opracowywaniu założeń i projektów usprawnień organizacyjnych i ich wprowadzaniu do praktyki,

● usług na rzecz kontrahentów zagranicznych, za pośrednictwem central handlu zagranicznego, (eksport polskiej myśli technicznej)

● popularyzacji nowoczesnych rozwiązań i osiągnięć przez organizowanie giełd postępu technicznego.

Zespół Ośrodków Rzeczoznawstwa i Postępu Organizacyjno-Technologicznego zrealizował w roku 1977 wartościowy plan w wys. przekraczającej 160 mln zł z 46% udziałem wdrożeń.

Choć o wykorzystaniu rzeczoznawców lotniczych SIMP w minionym 20-leciu trudno byłoby mówić z satysfakcją i niekontrowersyjnie, to jednak — licząc na perspektywiczną ewidentną poprawę sytuacji w naszej branży — składamy serdeczne gratulacje tym Kolegom, którzy swą pracą i zaangażowaniem przyczynili się do rozszerzenia i pogłębienia działalności naszego Stowarzyszenia.



J. ZIELEZIŃSKI: Budowa i użytkowanie szybowców. WKiŁ Warszawa 1977. S. 268, tabl. 7, rys. 210, cena 25 zł

Bardzo cenna i dobrze opracowana praca niezbędna przy szkoleniu szybowcowym. Brak takiej pozycji na rynku księgarskim był w ciągu kilku ostatnich lat dużą bolączką. Należy ubolewać, że nakład jest tak niski (5000 + 200), ponieważ zapotrzebowanie na tego rodzaju pozycje jest w kraju bardzo duże.

Tematyka została podzielona na trzy podstawowe części. Pierwsza z nich zawiera wszystkie potrzebne wiadomości z zakresu budowy szybowców, jak np. ich charakterystyki i przeznaczenie, budowę, materiały i stosowaną technologię. Staranny dobór opisu materiałów stosowanych w polskim szybnictwie oraz typowych rozwiązań konstrukcyjnych stanowi istotną pomoc przy szkoleniu młodych szybowców.

Część druga obejmuje problemy użytkowania szybowców, uwzględniając sprawy montażu i demontażu, transportu, hangarowania i przeglądów, jak również wymagania eksploatacyjne, typowe usterki i uszkodzenia eksploatacyjne oraz ich usuwanie. Podkreślono również wagę starannego przestrzegania przepisów i prowadzenie aktualnej dokumentacji każdego szybowca.

Część trzecia omawia urządzenia startowe szybowców, ich budowę i obsługę aż do samolotów holujących włącznie. Omówiono również technikę wykonywania startów.

W sumie jest to kondensat podstawowych wiadomości o konstrukcji i technologii budowy nowoczesnych szybowców, zasad ich

właściwej eksploatacji, jak również i wiadomości o działaniu, budowie i użytkowaniu startowych urządzeń szybowcowych.

Książka została napisana z przeznaczeniem dla kandydatów na pilotów szybowcowych i instruktorów szybowcowych ze szczególnym uwzględnieniem potrzeb aeroklubów. Zabawny, nietypowy sposób numeracji stron jest przy tym lekkim żartem.

J.S.

W. SCHIER: ABC Miniaturowego Lotnictwa. WKiŁ Warszawa 1977. S. 174, tablice, rysunki, cena 90 zł

ABC miniaturowego lotnictwa ma spełniać rolę przygotowania do prawdziwego miniaturowego lotnictwa i dania Czytelnikom możliwie pełnej informacji dla dokonania wyboru, co do zaangażowania się w modelarstwo. Tak postawione zadanie jest bardzo trudne do wykonania — bowiem musi obejmować początki podstawowych wiadomości o małym lotnictwie, a jednocześnie przedstawić możliwe wyczerpująco cały zakres modelarstwa.

Wydaje się, że to drugie zadanie udało się autorowi znacznie lepiej niż pierwsze, ponieważ początkujący modelarz będzie miał pewne trudności w wychwyceniu tego, co jest istotne w podstawach i zafascynowany perspektywami, nie dostrzeże własnych błędów. Wydaje się bowiem, że przeskok od papierowego modelu do rodziny Wicherków jest zbyt duży i lukę tę należałoby wypełnić.

Drugim mankamentem jest prawie całkowite pominięcie przez Autora spraw wy-

trzymałościowych konstrukcji i zasad projektowania. Przejmowanie sił na konstrukcję jest momentem bardzo ważnym, na który warto zwrócić uwagę.

Technologiczna i materiałowa strona nie budzi zastrzeżeń, jest bowiem opracowana bardzo starannie, stanowiąc dużą pomoc w budowie modeli. W sumie jednak wydawnictwo jest bardzo pożyteczne i stanowi dobrą pozycję pomocniczą w przygotowaniu młodych kadr dla lotnictwa.

J.S.

W. SCHIER: Miniaturowe lotnictwo. WKiŁ Warszawa 1978. S. 284, tablice, rysunki, cena 140 zł

Czwarte wydanie Miniaturowego Lotnictwa jest dowodem wielkiego zapotrzebowania na tego rodzaju książkę. Możliwości miniaturowego lotnictwa zmieniają się zarówno co do zakresu jak i kierunków. W stosunku do I wydania tekst został ścięśniony, zaś niektóre rozdziały usunięte. Dodano natomiast nowe rozdziały, omawiające metody projektowania i niektóre możliwości konkretnego zastosowania teorii. Rozszerzono również rozdział wprowadzający, ułatwiający adaptację szczególnie młodym Czytelnikom, a jednocześnie więcej miejsca przeznaczono na sportowe zastosowanie modeli samolotów.

Całość wprowadzonych zmian bardzo korzystnie wpłynęła na wartość tej publikacji, która cieszy się wciąż nie słabnącym powodzeniem w kręgach entuzjastów modelarstwa a nawet dużego lotnictwa.

J.S.

Próby uzbrojenia samolotów komunikacyjnych PLL LOT w latach 1938-1940

JERZY B. CYNK

W ramach przygotowań polsko-rumuńskich na wypadek wojny na wiosnę 1939 r. został przez LOT opracowany projekt dostosowania samolotów L-10A Electra, L-14H i Ju-52 do wojskowych potrzeb transportowych oraz zamontowania na nich uzbrojenia obronnego. Projektu nie zrealizowano w 1939 r., lecz powrócił do niego w końcu 1939 r. gen. Sikorski we Francji. Spośród trzech samolotów L-14H LOT-u, które zostały ewakuowane do Anglii, jeden przerobiono w celu użycia go do lotów kurierskich do okupowanego kraju.

W grudniu 1936 r., podczas polsko-rumuńskiej konferencji międzystabowej, strona polska wysunęła propozycję dotyczącą takiego przygotowania lotnictwa komunikacyjnego obu krajów, by na wypadek wojny mogło być ono używane do szczególnie ważnych i pilnych lotów tranzytowych¹⁾. Propozycja ta uzyskała zgodę Rumunów i Polacy podjęli prace zmierzające do sformowania wytycznych i projektu układu wstępnego. Zagadnienie bazowane było na: 1) rozbudowie szlaków komunikacyjnych przez oba państwa do krajów, z których na wypadek wojny można byłoby uzyskać cenne surowce i materiały, niemożliwe do sprowadzenia w drodze przewozów kolejowych; 2) stworzenie odpowiednich baz lotniczych oraz rezerw personelu i sprzętu do wykonania takich zadań. Realizacja tych zamierzeń szła początkowo opornie, ponieważ lotnictwa komunikacyjne Polski i Rumunii koncentrowały się wówczas na rozbudowie szlaków na północ i zachód, a nie w dyktowanym potrzebami wojennymi kierunku południowym (do Jugosławii, portów Morza Egejskiego i Adriatyckiego i krajów Europy południowo-zachodniej). Próby rozwoju linii w kierunku południowym były bowiem stale blokowane przez polskie Ministerstwo Spraw Zagranicznych, kierując się względami politycznymi, a nie strategicznymi²⁾.

Energiczniej zajęto się tą sprawą dopiero w kwietniu 1938 roku, przed Konferencją Polsko-Rumuńskiej Komisji Materiałowej, obradującej w Warszawie w maju i czerwcu tegoż roku, na której strona polska przedłożyła wstępne propozycje w sprawie materialnego tranzytu lotniczego na wypadek wojny. Komisja ta zdecydowała powołać Polsko-Rumuńską Podkomisję dla Spraw Tranzytu Lotniczego, która obradowała w dniach 9-11 listopada w Bukareszcie. Równocześnie Polacy przystąpili do przygotowania szczegółowych projektów i referatów na tę konferencję. W ramach tych prac, dnia 29 lipca 1938 r.³⁾ Sztab Lotniczy zlecił dyrekcji PLL LOT przestudiowanie możliwości technicznych przystosowania samolotów komunikacyjnych do: 1) przewozów towarowych; 2) obrony przeciwlotniczej własnej, czyli uzbrojenia obronnego, sugerując użycie sprzężonych k-mów typu Vickers F. PLL LOT dysponował wówczas świeżo otrzymanym, tajnym materiałem ofertowym firmy Lockheed na transportowo-bombową wersję Lockheed'a 14H oraz szturmowo-transportowego Lockheed'a 112, stanowiącego rozwinięcie Lockheed'a 10 Electra, który niewątpliwie dopomógł LOT-owi w sformowaniu odpowiednich propozycji. Propozycje te, dotyczące pożądaných przeróbek Lockheed'a 10A, Lockheed'a 14H, Douglasa DC-2 i Junkersa Ju-52, PLL LOT przesłał do Sztabu Lotniczego 12 września.

W ramach przeróbek dla każdego z wymienionych typów samolotów do przewozów towarowych przewidywano: zdjęcie foteli i wyekwipowania pasażerskiego, usunięcie toalety i wyjęcie drzwi, oraz założenie uchwytów na skrzynie w kabinie i bagażnikach. Czas przeróbki: około dwóch tygodni na samolot. Koszt: ok. 1000 zł dla Lockheedów 10A i 14H, oraz 1500 zł dla Douglasów i Junkersa. Maksymalna masa

ładunku tranzytowego przy pełnych zbiornikach i normalnej załadunku: L.10A 860-950 kg, L.14H 728 kg, DC-2 896-920 kg, Ju-52 1260 kg.

Równocześnie zaproponowano następujące uzbrojenie samolotów:

L.10A Electra i L.14H. W przodzie kadłuba 1 k.m. lub 2 sprzężone; pole obstrzału 180° w płaszczyźnie pionowej, sterami kierunkowymi. W dole kadłuba, w kabinie, 1 k.m. lub sprzężone, pole obstrzału 180° w płaszczyźnie pionowej, 360° w płaszczyźnie poziomej minus martwy obszar objęty sterami kierunkowymi. W dole kadłuba, w kabinie, 1 k.m. lub 2 sprzężone, strzelające przez otwory z boków w dole kadłuba (zainstalowanie k.m.u w osi kadłuba niemożliwe ze względu na napędy usterzeń).

Każde stanowisko wymagało usunięcia istniejących elementów i urządzeń, wycięcia pokrycia, podłużnic i dwóch wręg (w L.10A w nosie i górze kadłuba, w L.14H w górze), lub jednej wręgi (w L.10A w dole, w L.14H w nosie i w dole), z równoczesnym zainstalowaniem wzmocnień wykrojów oraz uchwytów podstaw k-m.ów i skrzynek z amunicją. Czas przeróbki: ok. dwóch miesięcy dla pierwszego samolotu i ok. miesiąca dla następnych. Koszt: dla L.10A ok. 5500 zł, dla L.14H ok. 6500 zł za samolot. Masa uzbrojenia i instalacji: L.10A ok. 200 kg L.14H ok. 150 kg.

DC-2. Ewentualnie 1 stały k-m w przodzie kadłuba. Uzbrojenie w górze i dole kadłuba identyczne jak dla L.10A/L.14H.

Zainstalowanie k.m.-u stałego wymagało usunięcia istniejących elementów, wycięcia pokrycia i usztywnienia nosa, wzmocnienia wykroju, uchwytów podstawy k-mu oraz umieszczenia napędów w kabinie załogi. Stanowiska strzeleckie w górze i dole tylniej części kadłuba wymagały modyfikacji podobnych do proponowanych dla Lockheedów. Czas przeróbki taki sam jak dla Lockheedów. Koszt: ok. 8500 zł. Masa ok. 150 kg.

Ju-52. Ewentualnie 1 stały zsynchronizowany k.m. w przodzie kadłuba. Uzbrojenie w górze i dole kadłuba, jak dla opisanych powyżej samolotów.

Charakter przeróbek analogicznych do proponowanych dla samolotów amerykańskich, z tym, że w kabinie załogi uwzględniono także zainstalowanie napędu synchronizatora. Czas przeróbki jak powyżej. Koszt: ok. 8500 zł. Masa ok. 150 kg.

Równocześnie PLL LOT otrzymał polecenie ze Sztabu Lotniczego, aby przy zamawianiu nowych samolotów komunikacyjnych w przyszłości żądać wykonania potrzebnych próbek (bez zamontowywania podstaw do k.m.-ów) przez odnośne wytwórnie.

Pismem z dnia 24 stycznia 1939 r.⁴⁾ Sztab Lotniczy zarządził opracowanie szczegółowych projektów przeróbek samolotów komunikacyjnych, w celu przystosowania ich do transportu tranzytu materialowego, ale zdecydował, że uzbrojenie ich nie będzie brane pod uwagę, ze względu na: 1) długi czas unieruchomienia pewnej ilości samolotów komunikacyjnych poddawanych takim przeróbkom; 2) wysoki koszt modyfikacji; 3) minimalną zwrotność w pełni obciążonego samolotu i wynikające stąd małe szanse jego obrony; 4) komplikacje z powodu przelotu uzbrojonych samolotów komunikacyjnych ponad państwami neutralnymi w czasie wojny. Studia i techniczne prace przygotowawcze dla dostosowania samolotów LOT-u do wojennych zadań tranzytowych miały być według pierwotnych zamierzeń ukończone do 1 kwietnia, a same przeróbki wykonane do 1 października 1939 r. W końcu stycznia tegoż roku, termin prac przygotowawczych został przesunięty na 1 czerwca, ale proponowane na ten miesiąc spotkanie podkomisji polsko-rumuńskiej, mającej dokonać przeglądu rezultatów prac nad zagadnieniem materialowego tranzytu lotniczego i oceny dotychczasowych osiągnięć i przygotowań w tej dziedzinie, nie doszło do skutku przed wybuchem wojny.

¹⁾ Wszystkie fakty przytoczone w pierwszej części artykułu (do wybuchu wojny) pochodzą z dokumentów w Archiwach Lotniczych Instytutu Historycznego im. Gen. Sikorskiego (IHGS) Teki A.I.2/7a i 2/7b, Londyn.

²⁾ Pismo płk dypl. St. Ujejskiego, Szefa Sztabu Lotniczego do Zastępcy Szefa Sztabu Głównego, L.Dz. 146, z dn. 15.4.1938 (IHGS, Lot. A.I. 2/7a-2).

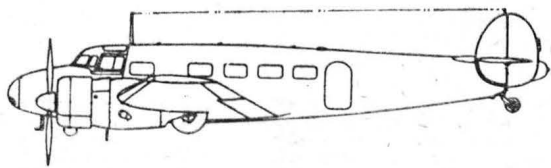
³⁾ L.Dz. 350/S. Lotn. tj. (IHGS, Lot. A.I.2/7a-9).

⁴⁾ L.Dz. 576/S. Lotn. tj. 38 (IHGS, Lot. A.I. 2/7a-11).

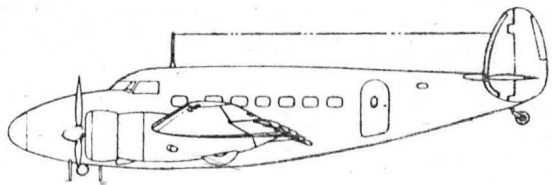
Sprawa uzbrojenia samolotów komunikacyjnych PLL LOT odżyła w końcu 1939 r.⁵⁾

Dnia 26 listopada tegoż roku, gen. Wł. Sikorski, Naczelny Wódz Armii Polskiej, przesłał tajną depeszę szyfrową do Szefa Sztabu Lotnictwa W. Brytanii, marsz. Cyryla Newall, prosząc o postawienie do dyspozycji polskiej samolotu brytyjskiego, w celu dokonania lotu nad terytorium okupowanej Polski i zrztu personelu polskiego z ładunkiem pieniężnym i propagandowym, w terminie najpóźniej do 2 grudnia. Aby nie tracić czasu na szkolenie załóg polskich na odpowiedni typ brytyjski, marsz. Newall zasugerował użycie jednego z trzech LOT-owskich Lockheedów 14H⁶⁾, znajdujących się w Anglii, dodając, że gdyby samolot nie był w stanie powrócić do Francji, mógłby być zniszczony po wylądowaniu w Polsce, lub lądować w jakimś bliższym kraju neutralnym. W końcu listopada polskie Dowództwo Lotnictwa zarekwirowało dwa Lockheedy 14H PLL LOT, SP-BNF i -BPM. Jeden miał odlecieć do Paryża w istniejącej formie, a drugi pozostać w Anglii w celu lepszego przystosowania do specjalnych operacji dywersyjno-kurierkich.

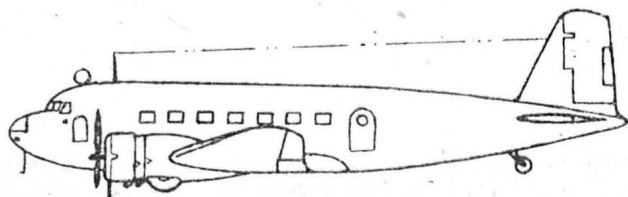
Dnia 20 grudnia 1939 r. Dowódca Lotnictwa, gen. Zając, dał płk. Kwiecińskiemu, Attache Wojskowemu i Lotniczemu w Londynie, instrukcję natychmiastowego oddania do przeróbki jednego Lockheeda, żądając następujących zmian: 1) wbudowanie dodatkowego zbiornika na ok. 600 l. paliwa wewnątrz kabiny; 2) ewentualne wbudowanie dodatkowego zbiornika oliwy, tak aby zapas oliwy starczył na lot ok. 3000 km; 3) zmianę drzwi pasażerskich, tak aby otwierały się do wewnątrz kabiny; 4) wbudowanie do bagażnika przedniej części kabiny dwóch stałych k.m.-ów pilota (k.m.-y miały być zakupione w Air Ministry). W tymże piśmie gen. Zając delegował por. pil. Jerzego Jankiewicza na przeszkolenie do Anglii w pilotażu na Lockheed 14 i dopatrzenie przeróbek. Przeszkolenia dokonać mieli Anglicy na znajdującym się w Bristolu trzecim Lockheedzie LOT-u SP-LMK. Powrót por. Jankiewicza po przeszkoleniu i na przerobio-



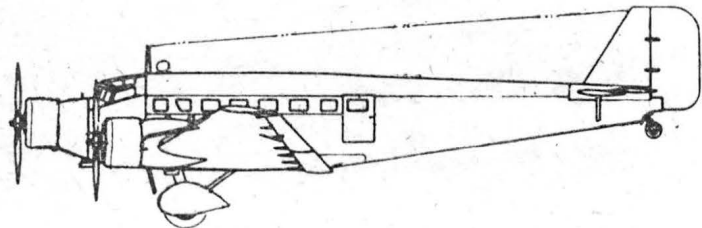
Rys. 1. Lockheed L-10A Electra⁷⁾



Rys. 2. Lockheed L-14 H



Rys. 3. Douglas DC-2



Rys. 4. Junkers Ju-52

⁵⁾ Wszystkie fakty przytoczone w poniższej części artykułu pochodzą z aktów i dokumentów dotyczących sprawy Lockheed 14 SP-BNF, IHGS, TeKa Lot. A.V. 1/401.

⁶⁾ Były to SP-BNF, -BMP i -LMK, które przyleciały do Anglii z krajów skandynawskich we wrześniu 1939 r.

nym samolocie przewidziany był ok. 10 lutego 1940 r. Równocześnie gen. Zając wyraził chęć zakupienia w Anglii sześciu ultra-szybkich samolotów bojowych o zasięgu ok. 3000 km oraz trzech/czterech trzymiejscowych (pilot plus dwóch pasażerów) lekkich samolotów sportowych o zasięgu do 2000 km, charakteryzujących się zdolnością lądowania na małych lotniskach przygodnych⁷⁾.

Przeróbkę Lockheed 14 Polacy chcieli powierzyć zakładom de Havilland, ale firma ta odmówiła, polecając warsztaty Airwork. Airwork przyjął zamówienie i 27 grudnia poprosił o natychmiastowe skierowanie samolotu do warsztatów w Heston, zgadzając się na termin ukończenia prac do 10 lutego 1940 r. Polacy wybrali do przeróbki SP-BNF Łowicz, znajdujący się w Whitchurch i delegowali załogę spośród pracowników PLL LOT: pilot, kpt. Klemens Długawski, radiotelegrafista Klemens Kowal, mechanik Jan Kułakowski. Przelot do Heston podjęto jednak dopiero 16 stycznia, ale ze względu na fatalne warunki atmosferyczne, samolot musiał zawrócić z drogi i do Heston przybył ostatecznie następnego dnia o godz. 15.18. Oględziny techniczne maszyny, ustalenie szczegółów modyfikacji i przygotowanie odpowiednich rysunków pochłonęło szereg dni i kosztorys miał być przygotowany dopiero w pierwszym tygodniu lutego. Wskutek tego 26 stycznia Airwork otrzymał z Ambasady Polskiej telefoniczną instrukcję natychmiastowego rozpoczęcia prac, nie czekając na ukończenie formalności i sporządzenie papierów.

Por. Jerzy Jankiewicz przybył do Heston 4 lutego z pełnomocnictwem pobierania decyzji w sprawie przeróbek i wyposażenia SP-BNF. Został na samolot jeszcze kompletnie nienaruszony. Jedyne rysunki techniczne na dodatkowe zbiorniki były rozpoczęte. Dnia 6 lutego zwołał on konferencję z inżynierami Airwork, na której zatwierdzono następujące modyfikacje:

- 1) zainstalowanie zbiorników paliwa o łącznej pojemności 600 l;
- 2) wypróbowanie czy zbiorniki oleju wystarczają na zasięg z dodatkowym paliwem, jeśli nie, rozebranie zbiorników oleju;
- 3) Zainstalowanie i wypróbowanie odladzaczy (komplety firmy Goodrich, obejmujące krawędzie natarcia skrzydeł, stateczników i sterów);
- 4) założenie instalacji tlenowej dla pięciu osób;
- 5) zabudowanie dwóch k.m.-ów pilota (Browning 0,303) kal. 7,6 mm w przodzie maszyny, oraz dwóch k-mów ruchomych (Vickers K) kal. 7,6 mm, jeden po każdej stronie kadłuba, strzelających przez tylnie okna kabiny;
- 6) przebudowanie drzwi kabiny;
- 7) wyremontowanie silników (wraz z dodaniem zapasowej pompy paliwowej PESCO i świec typu Bendix);
- 8) wyremontowanie radia (wraz z dodaniem zapasowych lamp i przeglądem baterii);
- 9) wyremontowanie pilota automatycznego;
- 10) wyremontowanie klap i podwozia;
- 11) zastosowanie płynu odladzającego do śmigieł;
- 12) po ukończeniu, zatankowanie zbiorników mieszanką etylową i olejem Aero-Shell 100.

Prace te miały być ukończone w ciągu dwóch tygodni.

Równocześnie władze angielskiego lotnictwa cywilnego zaczęły wyrażać zaniepokojenie, że użycie komunikacyjnego Lockheed 14 do celów wojskowych może stanowić o negatywnym przesądzeniu sprawy samolotów PLL LOT znajdujących się w Rumunii, o których oddanie zabiegały wspólnie angielskie i polskie czynniki dyplomatyczne u władz rumuńskich. Dlatego zwróciły się one do Ambasady Polskiej w Londynie z prośbą o usunięcie z samolotu wszystkich znaków tożsamości cywilnej i przemalowanie go na kolory wojskowe. Dowódca Lotnictwa gen. Zając powiadomił oficjalnie Anglików pismem z dn. 5 lutego 1940 r., że „wszelkie znaki przynależności samolotu Lockheed 14 do PLL LOT zostały usunięte. Ewentualny lot odbędzie pod znakami wojskowymi, z załogą wojskową”. Maszyna otrzymała standardowy brytyjski kamuflaż wojskowy i prawdopodobnie szachownicę.

Wywołało to z kolei protest brytyjskich linii lotniczych Imperial Airways, domagających się wyjaśnienia, kto jest legalnym właścicielem trzech Lockheedów 14H. W końcu 1939 r. Imperial Airways zgodził się, na sugestię władz PLL LOT, przyjąć owe trzy maszyny, jako zabezpieczenie pożyczek udzielanych LOTowi na operacje poza krajem. Rekwir-

⁷⁾ Air Ministry odmówiło sprzedaży takiego sprzętu, wyjaśniając, że brak mu odpowiednich samolotów i że własne pałace potrzeby wojenne nie są wystarczająco zaspakajane. Równocześnie Dowództwo Lotnictwa podjęło usilne próby odkupienia sprzedanych za bezcen w Rumunii samolotów RWD-15, szczególnie długodystansowego SP-KAT, który przystosowany był do planowanego rekordowego lotu do Australii. Próby te zakończyły się fiaskiem.

zycja dwóch z nich przez polskie władze wojskowe, pozostawiała tylko jedną (SP-LMK Lublin) jako zabezpieczenie kapitału i do ewentualnej dyspozycji Imperial Airways.

Imperial Airways zaczęło wywierać coraz większy nacisk w Air Ministry, aby opóźnić sprawę przeróbki ex-SP-BNF przez wstrzymanie dostaw koniecznych części przez to ministerstwo, jak k.m.-y, celowniki, instalacje ogniowe i spadochrony. Airwork nie otrzymał tych części w komplecie jeszcze do końca kwietnia i nie umiał określić terminu ukończenia prac. Na interwencje polskie Air Ministry odpowiadała często wymijająco, grając na zwłokę. W tej sytuacji polskie Dowództwo Lotnictwa zdecydowało zabrać z Anglii swego drugiego Lockheed'a, SP-BPM, prawie bez remontu. Po prowizorycznym przeglądzie, dokonanym w Heston przez Airwork w pierwszym tygodniu marca, samolot odleciał do Paryża ok. 10 tegoż miesiąca. Maszyna nie mogła być jednak używana bez gruntownego remontu, zwrócono się więc do Imperial Airways z prośbą o wysłanie mechaników do Paryża, w celu jego przeprowadzenia. Wobec odmowy Anglików, władze polskie poprosiły o pomoc przedstawiciela Lockheed'a w Europie, który zajął się sprawą, nadsyłając swoich reprezentantów i potrzebne części zamienne.

Dnia 2 maja 1940 r. Air Ministry wezwało polskiego Attache płk. Kwiecińskiego na rozmowę, składając następujące oświadczenie: „Władze brytyjskie byłyby władzom polskim niezmiernie zobowiązane, gdyby władze polskie zechciały odsprzedać samolot Lockheed'a 14 znajdujący się obecnie w przeróbce na lotnisku Heston. Władze angielskie reflektowałyby na kupno drugiego samolotu Lockheed'a 14 znajdującego się już w Paryżu”. W dalszej rozmowie Anglicy przyrzekli dołożyć wszelkich starań, aby wydobyc z Rumunii zatrzymane tam samoloty PLL LOT i obiecali, że w najbliższym czasie wyposażą eskadry polskie w bombowce Wellington, o bardzo dużym zasięgu, które z większym powodzeniem będą mogły wypełniać zadania przewidziane dla dwóch Lockheedów⁸⁾. Stanowisko swoje Anglicy motywowali tym, że w razie zestrzelenia nad terenem wroga lub przymusowego lądowania w kraju neutralnym, alianci zostaną oskarżeni o używanie samolotów cywilnych do celów wojennych, co Anglikom ogromnie skomplikuje i utrudni sprawy komunikacji lotniczej, a przewidziane zadania są niezmiernie trudne i niebezpieczeństwo takiego zestrzelenia lub lądowania jest bardzo duże.

Dnia 11 maja 1940 r. władze polskie wyraziły w zasadzie zgodę na odstąpienie Air Ministry dwóch Lockheedów polskiego Dowództwa Lotnictwa (SP-BNF w Heston i SP-BPM w Paryżu), pod warunkiem, że władze brytyjskie postawią do dyspozycji tegoż Dowództwa dwa brytyjskie samoloty bojowe z załogami brytyjskimi i polskimi, zdolne do wykonywania specjalnych lotów o wielkim zasięgu, do czasu

⁸⁾ Była to dalsza gra dyplomatyczna, ponieważ Wellington nie posiadał wystarczającego zasięgu ani nie był przystosowany do zrzutów skoczków.

kiedy eskadry polskie w W. Brytanii będą w stanie same loty takie podejmować⁹⁾. Równocześnie władze polskie zleciły Airwork wstrzymanie wszystkich prac nad przeróbką samolotu w Heston i zażądały szczegółowego raportu od firmy, co zostało dotąd wykonane. Według tegoż raportu, przesłanego Ambasadzie Polskiej w Londynie 20 maja 1940 r. następujące prace zostały wykonane:

— dokonano kapitalnego remontu: silników, płatowca, klap, podwozia, automatycznego pilota, urządzeń radiowych i odladzaczy śmieci;

— oczyszczono i pomalowano¹⁰⁾ skrzydła, kadłub i ogon; — zabudowano: całkowitą instalację przeciwołdzeniową Goodricha; dwa zbiorniki na 600 l paliwa, łoża dla tychże zbiorników, oraz instalację paliwową i hydrauliczną;

— całkowitą instalację dla ruchomych k.m.-ów Vickers K strzelających przez okna z kadłuba oraz urządzenia celownicze dla dwóch stałych k.m.-ów pilota.

W budowie znajdowała się: instalacja dwóch stałych k.m.-ów Browning 0,303 pilota (czekająca jeszcze na kilka drobnych części), drzwi, stoły nawigatorskie i inne drobniejsze urządzenia. Air Ministry dostarczyło do tego czasu: dwa k.m. Vickers K, kompletne z celownikami oraz 10 kompletów magazynów po 100 naboju kalibru 0,303 każdy; dwa k.m.-y Browning 0,303, taśmy amunicyjne na 720 naboju oraz skrzynki i system amunicyjny typu Hawker Hurricane; oraz celownik pilota Mark 3A i pięć spadochronów typu używanego przez obserwatorów.

W połowie maja oba Lockheedy 14 powróciły formalnie w ręce PLL LOT, występującego jako ich legalny właściciel wobec B.O.A.C. (Brytyjskie Zamorskie Linie Lotnicze, powstałe z przeorganizowania Imperial Airways)¹¹⁾. W końcu miesiąca oba samoloty zostały formalnie przekazane B.O.A.C.: SP-BNF w Heston, a SP-BPM na lotnisku Le Bourget w Paryżu, skąd załoga B.O.A.C. miała przeprowadzić go do W. Brytanii. Niestety rozwój wypadków na froncie francuskim na ewakuację jej już nie pozwolił. W czerwcu dodatkowe zbiorniki paliwa i cała instalacja uzbrojenia została z SP-BNF usunięta przez Airwork, a samolot doprowadzony do normalnego standardu komunikacyjnego.

Tak zakończyła się ostatecznie próba uzbrojenia samolotów PLL LOT i plan ich użytkowania operacyjnego do lotów dywersyjno-kurierskich.

⁹⁾ Pismo polskie z dn. 19.5.1940 mówi o dwóch Wellingtonach. Ze względu jednak na niewystarczający zasięg tej maszyny, do dyspozycji Polaków postawiono ostatecznie przestarzałe i powolne Whitley'e. Jednak i te samoloty wymagały dostosowania do zadań dywersyjno-kurierskich i pierwszy taki lot, ostatecznie wyznaczony na grudzień 1940 r. został w ostatniej chwili odwołany, ze względu na negatywne wyniki prób z zasięgiem samolotu. Pierwsza taka operacja doszła wreszcie do skutku na zmodyfikowanym Whitley'u nocą 15/16.2.1941 (zrzut trzech skoczków na Śląsk Cieszyński). Następna wykonano dopiero po wejściu do akcji czterosilnikowych Halifaxów, nocą 7/8.11.1941.

¹⁰⁾ na kolory ochronne.

¹¹⁾ Trzeci, SP-LMK, został odstąpiony Anglikom przez PLL LOT wcześniej.

WCT/245/K/78

PROTOTYPY

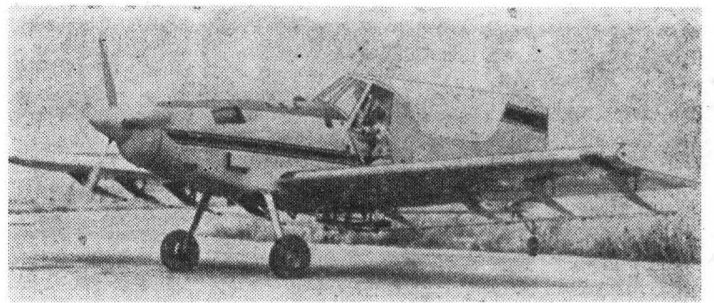
Air Tractor AT-302

● USA ●

Turbinowa wersja samolotu rolniczego AT-301

Firma Air Tractor Inc. zabudowała na produkowanym od niedawna samolocie rolniczym AT-301 w miejsce silnika tłokowego Pratt Whitney R-1340 o mocy 447 kW turbinowy silnik śmigłowy Avco Lycoming LTP101 o podobnej mocy. Samolot ten, któremu nadano oznaczenie AT-302, został w końcu 1977 r. przekazany do próbnej eksploatacji przedsiębiorstwu West Coast.

Warto tu przypomnieć, że samolot AT-301 wywodzi się z samolotu Snow S-2B, który uzyskał certyfikat w 1958 r. zapoczątkując później rozwój rodziny samolotów Thrush. Samolot AT-301 został zaprojektowany w 1971 r. i już w listopadzie 1973 r. otrzymał certyfikat FAR. Do końca 1977 r. zbudowano 82 samoloty i ich produkcja jest kontynuowana w ilości 5 samolotów miesięcznie.



Samolot AT-302 ma wolnonośny prostokątny płat o dwudźwigarowej konstrukcji duralowej, natomiast jego kadłub jest spawany z rur stalowych i pokryty duralowymi blachami, które można szybko demontować. Usterzenie ma konstrukcję duralową, przy czym usterzenie wysokości jest podparte zastrzałami. Wentylowana kabina pilota jest zabezpieczona przed dostawaniem się chemikaliów.

WASKOWSKI W.

Trainings- und Schulungskampfflugzeuge mit Düsenantrieb des laufenden Vierteljahrhunderts (I)

In dem Beitrag wird die Konzeptionsentwicklung des Schulungskampfflugzeuges L-39 Albatros, seine Herstellung sowie die sich aus seinen Leistungen und der Charakteristik ergebende Schulungsmethode von militärischen Fliegern in der CSRS dargestellt. Ausserdem wird die Hilfsausrüstung zur Wartung des Flugzeuges L-39 (Flugsimulator und Diagnostikeinrichtung) erörtert.

STAFIEJ W.

Aerodynamik eines Segelflugzeug-Flügels mit Flaperons über der gesamten Spannweite

Im Aufsatz werden Beobachtungen dargestellt, die bei der Analyse einer Flügelanordnung mit Flaperons (Querruder die auch als Wölbklappen arbeiten) über der gesamten Spannweite, gemacht wurden. Diese Anordnung findet immer grössere Anwendung in den heutigen Konstruktionen der Klasse 15 m mit beliebiger Flügelmechanisierung.

SWITKIEWICZ R.

Kleben von Flugzeugbauteilen

Das Kleben, obwohl es viele Vorteile gegenüber anderen Verbindungsmethoden aufweist, besitzt noch immer einen begrenzten Anwendungsbereich. Der Autor erörtert die Anwendungsbedingungen von Klebeverbindungen, bei denen sie hinsichtlich der Konstruktion, Technologie und Wirtschaftlichkeit anwendungsgerecht sind.

KOMOR A.

PIO — durch den Piloten hervorgerufene Schwingungen

Das Eingreifen des Piloten beim Steuern von Flugschiffen (besonders von schnellen Flugzeugen und Segelflugzeugen) bildet eine zusätzliche Ursache für das Entstehen von Schwingungen in der Struktur. In gewissen Fällen ist das Einführen von zusätzlichen Korrekturvorrichtungen zur Steigerung der Stabilität unentbehrlich. In dem Aufsatz werden allgemein die Entstehungsbedingungen, sowie die Dämpfung — und Verhütungsmethoden für diese Schwingungen behandelt.

TUJAKA S.

Die Funkhöhenmesser für kleine Höhen

Es wurde das Arbeitsprinzip und ein Überblick der Lösungen von den Funkhöhenmessern für kleine Höhen dargestellt.

CYNK B. J.

Versuche mit Bewaffnung von Verkehrsflugzeugen PLL LOT in den Jahren 1938÷1940

In Rahmen der polnisch-rumänischen Vorbereitungen für den Kriegsfall wurde im Frühjahr 1938 durch LOT ein Entwurf zur Anwendung für militärische Transportzwecke und die Schutzbewaffnung von Flugzeugen L-10A Electra, L.14H sowie Ju-52 ausgearbeitet. Zur Verwirklichung des Entwurfs vor dem Kriegsausbruch 1939 ist es nicht gekommen und Ende 1939 griff zu ihm in Frankreich General Sikorski. Von den drei nach England evakuierten LOT-Flugzeugen L.14H wurde eine Maschine für Sonderflüge in die besetzten polnischen Gebiete umgebaut.

WAŚKOWSKI W.

Реактивные тренировочные и учебно-боевые самолеты текущего двадцатипятилетия (I)

В статье показано развитие концепции учебно-боевого самолета L-39 Альбатрос, его производство и метод обучения военных летчиков ЧССР, связанный с характеристикой и летными свойствами самолета. Даются также описание и характеристики вспомогательного оборудования для обслуживания самолета L-39 (тренажер и диагностическое оборудование).

STAFIEJ W.

Аэродинамика крыла планера с элероном-закрылком значительного размаха

В статье указаны результаты анализа крыла с элероном-закрылком по всей длине. Такой конструктивный прием все чаще используется в современных конструкциях класса 15 м с произвольной механизацией крыла.

ŚWITKIEWICZ R.

Клейка авиационных конструкций

Клейка всё ещё имеет ограниченное применение несмотря на её многие преимущества по сравнению с другими методами соединения. Автор указывает условия применения клеевых соединений, при которых этот метод является конструктивно, технологически и экономически обоснованным.

KOMOR A.

РЮ — Колебания вызванные пилотом

Действия пилота при управлении летающими аппаратами — особенно скоростными самолетами и планерами — являются дебалансным источником колебаний возникающих в структуре. Это в некоторых случаях заставляет даже вводить в систему управления добавочные коррективные звенья для повышения устойчивости. Статья посвящена общему описанию условий возникновения этих осцилляций и методам их демпфирования или устранения.

TUJAKA S.

Радиовысотометры малых высот

Указан принцип работы и обзор конструктивных решений авиационных радиовысотометров малых высот.

CYŃK B. J.

Попытки вооружения транспортных самолетов Польских Авиалиний ЛЕТ в 1938—40 годах

В течение польско-румынской подготовки на случай войны, весной 1938 г ЛЕТ разработал проект приспособления самолетов LiOA Электра, L-14H и Ju-52 к применению для военного транспорта и установки на этих самолетах оборонительного вооружения. Проект не был осуществлен в 1939 г, но в конце 1939 г генерал Сикорски вернулся к нему во Франции. Из трех самолетов L-14H предприятия ЛЕТ, которые были эвакуированы во Францию, один был вооружен для использования для связных полетов в оккупированную Польшу.

PRENUMERATA

Prenumeratę przyjmują oddziały RSW „Prasa-Książka-Ruch” i urzędy pocztowe.

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

Czytelnicy indywidualni opłacają prenumeratę wyłącznie w urzędach pocztowych i u doręczycieli.

Przedpłaty są przyjmowane w terminach:

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

Prenumeratę ze zleceniem wysyłki za granicę przyjmuje RSW „Prasa-Książka-Ruch”, Centrala Kolportażu Prasy i Wydawnictw, ul. Towarowa 28, 00-958 Warszawa, konto PKO nr 1531-71 w terminach obowiązujących dla prenumeraty krajowej.

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

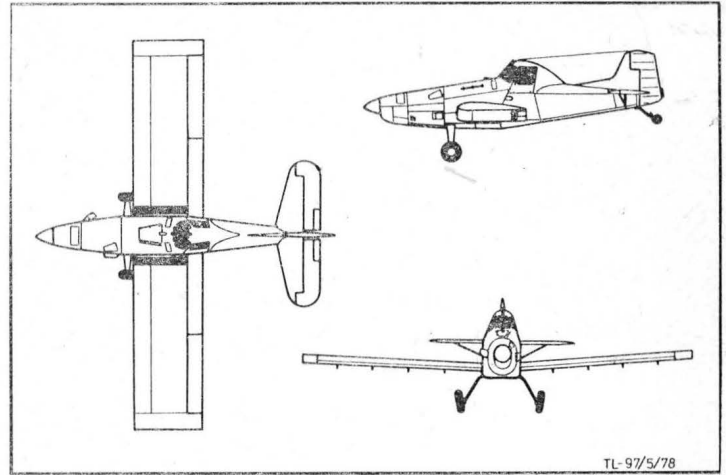
Cena prenumeraty krajowej:

- | | |
|-------------|------------|
| — kwartalna | — zł 60,— |
| — półroczna | — zł 120,— |
| — roczna | — zł 240,— |

Wyposażenie agrolotnicze obejmuje zabudowany przed kabiną pilota zbiornik z laminatu (zbrojonego włóknem szklanym) o pojemności 1211 l oraz rozrzutnik chemikaliów sypkich typu Transland albo rurę opryskującą z 68 dyszkami rozpylającymi zasilanymi przez pompę Roota.

Napęd stanowi turbinowy silnik śmigłowy, z oddzielną turbiną napędową, Avco Lycoming LTP101-600A o mocy 442 kW. Silnik ma sprężarkę z jednym stopniem osiowym i jednym odśrodkowym, zwrotną komorę spalania, jedno-stopniową turbinę sprężarki i jedno-stopniową turbinę napędową. Jego masa wynosi ok. 100 kg (masa silnika R-1340 przekracza 400 kg). Można przypuszczać, że zamiast integralnego odpylacza powietrza wykorzystującego działanie sił bezwładności w promieniowym wlocie silnika zastosowano, na wzór silników PT6A-34 do samolotów rolniczych, dwustopniowy filtr do dokładnego oczyszczania powietrza z cząstek stałych i kropli cieczy. Zbiornik paliwa ma tę samą pojemność co w samolocie AT-301, tj. 288 l.

Dane techniczne (wartości w nawiasach dotyczą AT-301): rozpiętość 13,75 m; długość 8,23 m; wysokość 2,56 m; powierzchnia płata 25,08 m²; masa samolotu pustego, bez wyposażenia agro 1474 (1633) kg; masa startowa 2994 kg; maksymalna masa startowa 3130 kg; prędkość maksymalna 274 (265) km/h; normalna prędkość robocza 217 km/h; maksymalna prędkość przelotowa 257 (241) km/h; prędkość



przeciwnięcia 85,5 km/h; maksymalne wznoszenie 9,14 (8,13) m/s; rozbieg 183 (213) m; dobieg 122 m; maksymalny zasięg 603 (523) km; szerokość smugi chemikaliów 24,4 m; cena fabryczna 127500 (64900) dol. W.K.

PROJEKTY

Canadair Challenger • Kanada •

Dwusilnikowy samolot służbowy na długie trasy

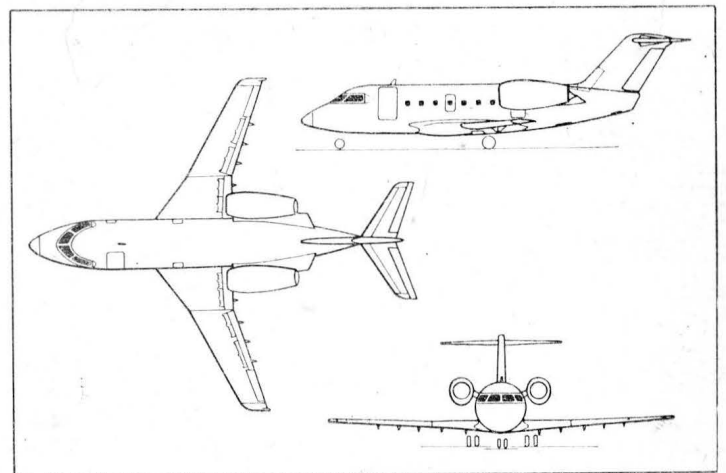
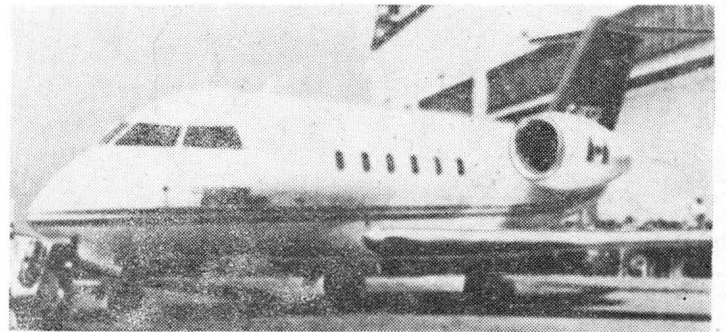
W 1976 r. firma Canadair Ltd zakupiła opracowany przez B. Leara projekt samolotu służbowego na długie trasy LearStar 600 i po wprowadzeniu do niego kilku zmian (niewielkie zwiększenie wymiarów, zastosowanie usterzenia w układzie T) przystąpiła w 1977 r. do budowy trzech prototypów. W połowie 1978 r. pierwszy z nich opuścił już halę montażową, a rozpoczęcie produkcji serii 500 samolotów oczekiwane jest w 1979 r. (do połowy br. wpłynęło 137 zamówień, w tym 25 na wersję towarową). Samolot otrzymał nazwę Challenger.

Challenger różni się znacznie od wszystkich pozostałych samolotów służbowych na długie trasy, które są zmodyfikowanymi konstrukcjami sprzed 10÷20 lat. Napędzany dwoma silnikami o ciągu 3334 daN i b. dużym stosunku natężenia przepływu i zaopatrzonego w nadkrytyczne skrzydła może latać na dłuższych trasach i z większymi prędkościami niż obecne samoloty tej kategorii. Jest przy tym lżejszy od innych samolotów służbowych na długie trasy i może korzystać z krótszych pasów startowych. Challenger jest pierwszym samolotem służbowym z kadłubem o dużej średnicy, dzięki czemu kabina może wygodnie pomieścić 11 pasażerów i daje dużą swobodę jej urządzenia.

Nadkrytyczne profile skrzydeł zapewniają mniejszy opór i większą siłę nośną mimo większej względnej grubości profilu, która z kolei umożliwia zmniejszenie masy konstrukcji płata. Płat jest zaopatrzone w dwie klapy na krawędzi spływu i w spoilery wspomagające działanie lotek.

Napęd samolotu stanowią dwa silniki dwuprzepływowe Avco Lycoming ALF502 o ciągu 3334 daN i stosunku natężenia przepływu 5:1. ALF502 powstał z silnika śmigłowego LTC4B o mocy 3430 kW przez dobudowanie zespołu wentylatora, który jest napędzany przez turbinę niskiego ciśnienia za pośrednictwem przekładni. Ma on większy stosunek natężenia przepływu niż inne silniki napędzające samoloty służbowe — dotychczas największy stosunek natężenia przepływu miały silniki samolotu Citation I, 3,3:1, co wspólnie z nadkrytycznym płatem przyczynia się do zmniejszenia zużycia paliwa: na trasie o długości 1850 km Challenger zużywa o 45% paliwa mniej, niż Gulfstream II, o 36% mniej niż JetStar II i o 20% mniej, niż Falcon 50. Niski jest również poziom hałasu — wynosi on 78 EPNdB podczas startu i 90 EPNdB podczas podejścia, a więc jest niższy od dopuszczonego przez przepisy FAR 36.

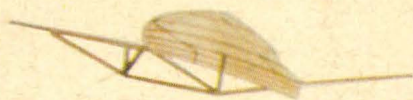
Samolot ma bogate wyposażenie elektroniczne, jak centralny komputer, system nawigacyjny VIR, urządzenia DME i ADF, wysokościomierz radiowy i cyfrowy, radar meteorologiczny, a na życzenie — system nawigacji bezwładnościowej. Poza tym ma pomocniczy agregat napędowy i odwracacze ciągu.



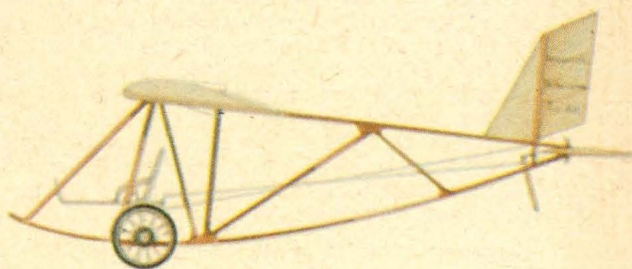
Dane techniczne: rozpiętość 18,85 m; długość 20,85 m; wysokość 6,30 m; rozstaw podwozia 3,18 m; baza podwozia 7,98 m; powierzchnia płata ok. 38,5 m²; masa własna 7757 kg; maksymalna masa paliwa 6627 kg; maksymalna masa startowa 14 742 kg; maksymalna prędkość przelotowa 935 km/h; normalna prędkość przelotowa 890 km/h; prędkość przelotowa na długich trasach 850 km/h; czas wznoszenia na 12 500 m przy maksymalnej masie startowej 17 min; pułap praktyczny 14 935 m; zasięg z rezerwą paliwa IFR 7450 km; zasięg z rezerwą paliwa na 45 min wyczekiwania VFR 8060 km z ładunkiem 426 kg i 8250 km bez ładunku; długość startu na 15 m przy maksymalnej masie startowej 1372 m; długość lądowania z 15 m przy maksymalnej masie do lądowania (14 062 kg) 1128 m.

W.K.

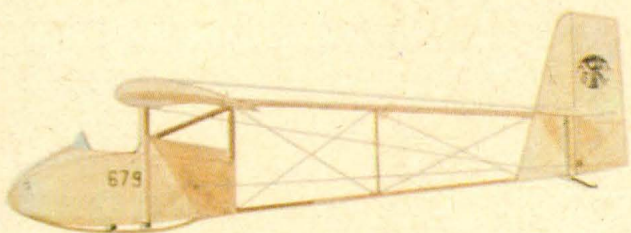
POLSKIE SZYBOWCE 1896 – 1936



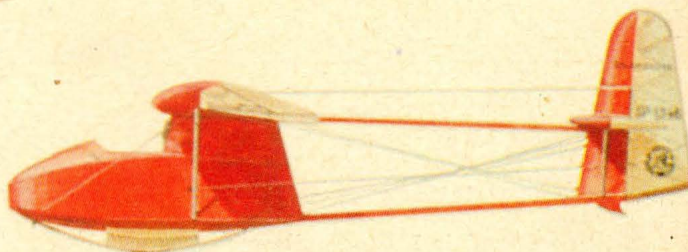
LOTNIA TAŃSKIEGO



AKAR



CZAJKA-bis



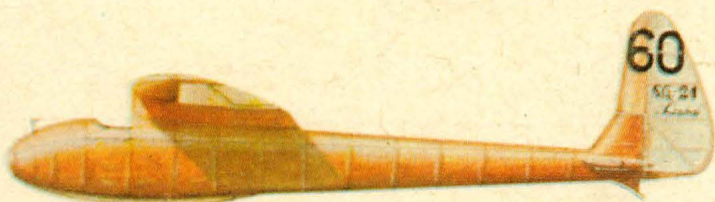
SALAMANDRA



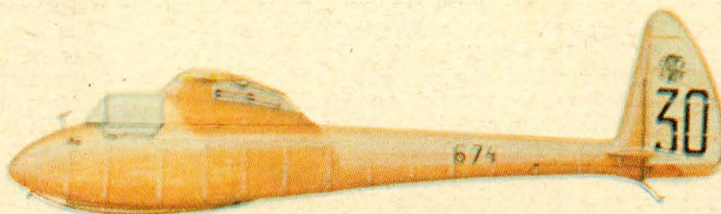
KOMAR



DELFIN



SG-21



SG-3bis/36