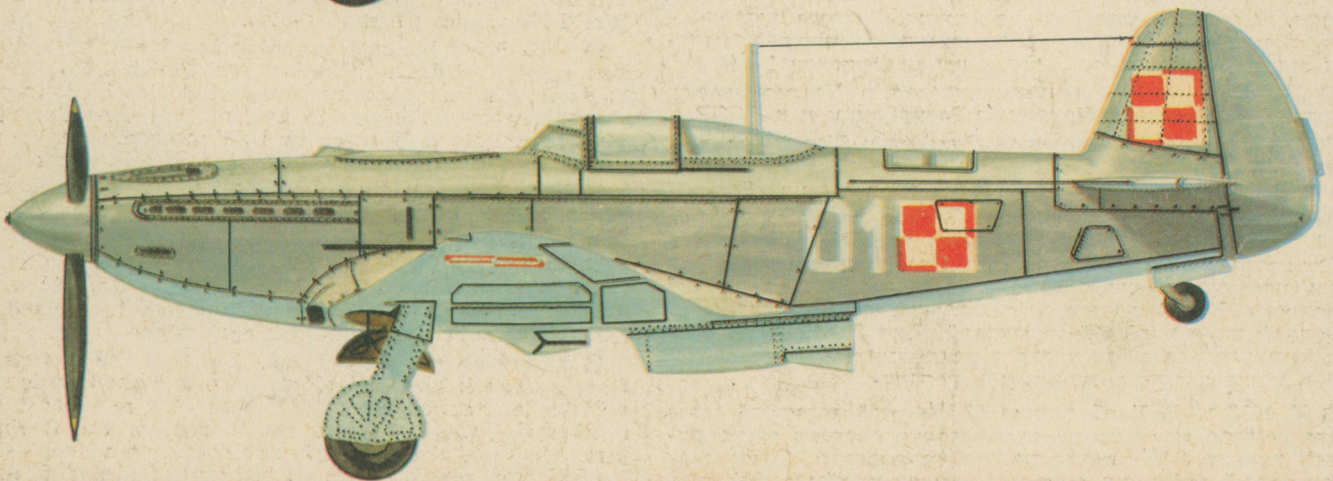
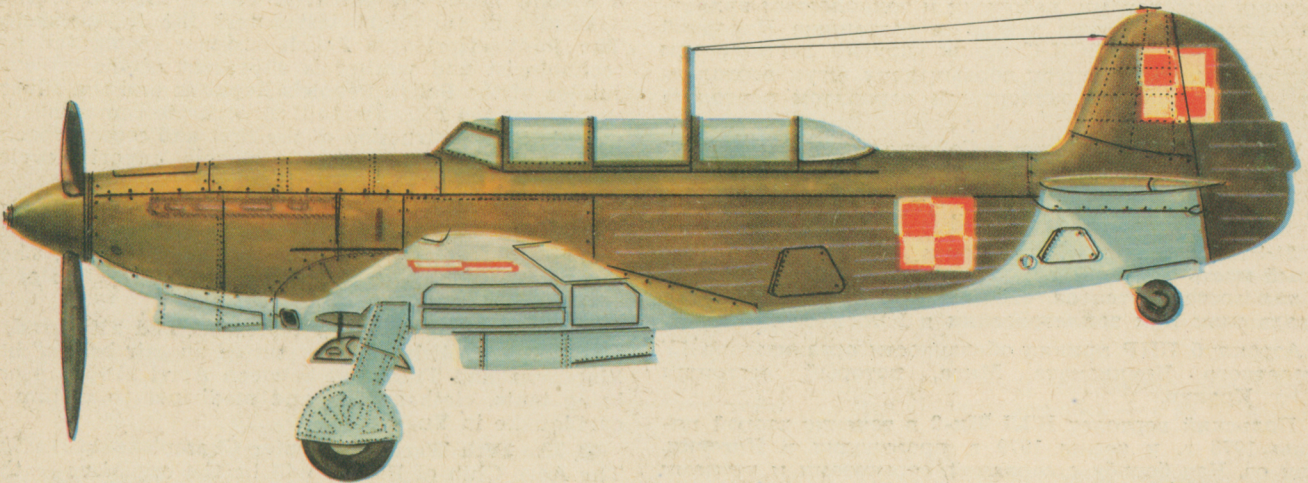
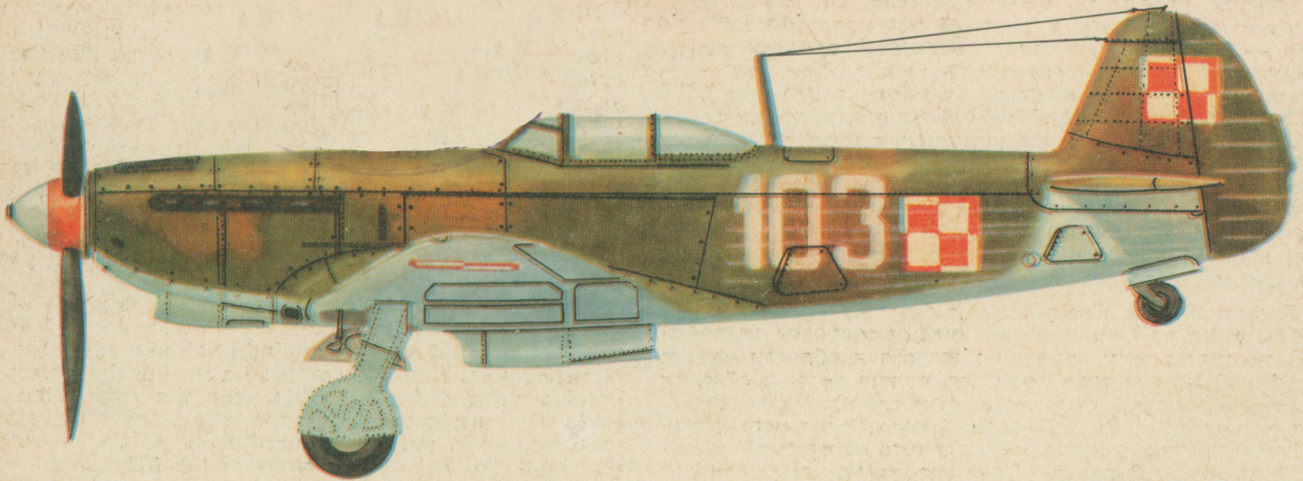


TECHNIKA

8'79

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



Cena zł 20,-
ISSN 0040-1145

WYDAWNICTWO SIGMA

● На состоявшейся в Праге в мае текущего года конференции представителей 9 авиалиний социалистических стран была дана информация, что в 1980 г. войдут в эксплуатацию 350-местные **аэробусы Ил-86** и 120-местные самолеты **Як-42**. Эти самолеты войдут в эксплуатацию также в польских авиалиниях ЛЕТ.

● Газета «Голос Коллектива» издающаяся на заводе ВСК-Мелец информирует, что в текущем году будет выпускаться **М-15** в двухместном учебном варианте, предусматривается модернизация самолетов находящихся в эксплуатации, разрабатывается улучшенный вариант для производства и новые конструктивные решения для обеспечения заданных параметров. Будут выполняться конструкторские работы по **М-18 Дроматер** для замены импортных элементов и дальнейшей модернизации самолета — крыло с уменьшенным весом, турбовинтовой вариант и новая сельскохозяйственная аппаратура. Выпускается также информационная серия самолетов **ПЗЛ М-20 Мэва** с двигателями ПЗЛ-Франклин, проводятся испытания этих самолетов для устранения импорта элементов. Серьезной задачей является также изготовление дальнейших элементов **аэробуса Ил-86**, пилонов, двигателей, предкрылков и закрылков. Кроме вышеуказанных задач ОБР ПЗЛ-Мелец ведет работы по прогнозированию в области сельскохозяйственных самолетов и самолетов для местного сообщения.

● Газета «Голос Свидника» информирует, что **ПЗЛ-Свидник** ведет работы для **увеличения экспорта вертолетов**. В прошлом году отмечен прогресс в области новых конструкций. В текущем году серьезную роль в области выполнения заданий сыграло выполнение второго экземпляра вертолета в честь Первомайского Праздника и выпуск третьего экземпляра для летных испытаний в канун Праздника 22 июля. Этот вертолет, построенный польскими инженерами, рабочими и технологами является подарком работников завода к годовщине Народной Польши и 35-летие ВСК-Свидник. Другим достижением коллектива является выпуск первых двух штук вертолета **Каня** — являющегося экспортным вариантом вертолета **Ми-2**.

● С 23.04 по 1.05 в г. Ежув и Собутка состоялся первый в нашей стране **курс инструкторов дельтапланизма**. Организаторами являлись Главное Управление Аэроклуба ПНР и Академия Физкультуры в г. Вроцлав.

● 21÷23.04 Польские Авиалинии ЛЕТ открыли «**воздушный мост**» между Варшавой и Титовградом в Югославии, для доставки тентов, одежды, пищи и лекарств для пострадавших при землетрясении в Югославии.

● Аэроклуб ПНР принял обязанности организатора IV Вертолетного Чемпионата Мира, который состоится в 1981 г. Кракув.

● Польский вертолет **ПЗЛ Ми-2** в течение второй половины 1978 г. и весны 1979 г. производил в **Нигерии**, вблизи оз. Чад борьбу с саранчой, стрекозами и птицами **Куеля**, защищая полезные культуры. Защита выполнялась при помощи концентрированных химикатов, методом сверхмалообъемного опрыскивания, расход 1 л/га.

● Вертолеты **Ми-2** экспортируются в Чехословакию, Венгрию, Кореанскую Народную Республику и в СССР.

● Техникум Механизаторов Сельского Хозяйства в г. Замость, совместно с Технической Школой ВВС начало обучение вертолетных пилотов для сельского хозяйства.

● На **варшавском аэродроме Окэце** взлетная полоса № 3, длиной 3003 м будет удлинена до 3680 м, стоимость работ составляет 200 млн злотых. Это обеспечит возможность посадки и взлета самолетов **Бэинг 747** и позволит самолетам **Ил-62** взлетать с полным запасом топлива и полной пассажирской нагрузкой. Для ЛЕТ это обеспечит миллион долларов в год и увеличит число пассажиров в междуконтинентальных переделах.

● В 1977 г. ЛЕТ обеспечил 58,9% всей девиной прибыли resorts транспорта, при затрате средств составляющей только 0,8% всех средств транспорта. Один статистический работник авиации принес прибыль 900 тыс. зл. за год, в то время как средняя для всего resorts составляет 300 тыс. зл. Это доказывает **высокую экономическую эффективность авиационного транспорта**.

● **Ил-86 aerobus and Yak-42 airplane in operation in early 1980:** Representatives of air carriers from 9 socialistic countries announced at the May conference organized in Prague that the **Ил-86 350-seat aerobuses** and the **Yak-42 120-seat planes** would be put in operation early in 1980. LOT Polish Airlines plans to use them too.

● **The 1979 plan targets of PZL — Mielec factory:** The „Voice of the Crew”, edited by the PZL-Mielec, reports the following plan targets for this year, namely, construction of the **М-15** plane in a two-seat training version, modernization of the airplanes in operation, development of an improved production model of **М-15** for lot production in future, and development of new solutions for the plane in order to obtain the desired parameters. So far as the **М-18 Dromader** is concerned, further design and experimental works will be conducted to eliminate the import of certain elements from abroad and to further modernize the plane like the turbo-prop version, wing of a reduced weight or new agricultural gears. Further targets include a test run of **ПЗЛ М-20 Mewa** planes powered by Polish **ПЗЛ-Franklin** engines, tests of these planes and start of a test run on Polish-sourced materials to reduce the import of elements. To the important tasks belongs the production start of further units for **Ил-86 aerobus** such as outriggers, slats and flaps. In addition to the above, the factory Experimental — Development Center conducts prognostic works on agricultural and passenger planes, the latter for local air service.

● **Works to expand export of helicopters at PZL-Świdnik factory:** As reported by the „Voice of Świdnik”, **ПЗЛ-Świdnik** factory conducts works aiming at expanding the export of helicopters. Last year works on new designs were considerably advanced while this year the realization of the production assignments in the stipulated time has been possible due to personal commitments of the factory crew. To honor the 90th-Anniversary of the May Day they built a second helicopter for trial before the 1st of May and a third unit for flight test before the Independence Day. The joint effort of a Polish designer, computer scientist, technologist and worker is a present of the crew for the jubilee of the Polish People's Republic and the silver anniversary of the **ПЗЛ-Świdnik**. A separate commitment of the crew is the construction of the first and second specimen of the **Каня** helicopter, being a new export development version of the **Ми-2** helicopter.

● **Training course for hang glider pilots:** The first training course for hang glider pilots was organized in Poland (**So-bótka and Jeżów**) between April 23 and May 1. The organizers were the Central Board of the Aero Club of Poland and the Sport Academy of Wrocław.

● „**Air bridge**” between **Warszawa and Titovgrad, Yugoslavia:** LOT Polish Airlines started an „air bridge” between Warszawa and Titovgrad between April 21÷23 in order to bring tents, clothes, food and medicines to victims of the earthquake in Yugoslavia.

● **The IVth World Helicopter Championships in Kraków:** The Aero Club of Poland will be the organizer of the 1981 World Helicopter Championships.

● **ПЗЛ Ми-2 helicopter controlling locust, grasshoppers and Quelea birds in Nigeria:** The Polish **ПЗЛ Ми-2** was controlling locust, grasshoppers and **Quelea** birds to protect the crops, from the second half of 1978 thru Spring 1979. The treatments were made by **ULV** method, using an application rate of 1 liter of concentrated chemicals per hectare.

● **ПЗЛ Ми-2 helicopters exported to Socialist countries:** The **ПЗЛ Ми-2s** are being exported to Czechoslovakia, Hungary, People's Republic of Korea and the Soviet Union.

● **Training helicopter pilots for agriculture:** The Technical School of Agriculture Engineering in **Zamość** with the assistance of the Air Army Technical School started the training of helicopter pilots for agriculture.

● **Extension of take-off strip No. 3 at the Warszawa — Okęcie airport:** The take-off strip No. 3 at the **Okęcie** airport will be lengthened from 3003 m to 3680 m at cost of 200 million zlotys. This will allow to receive the **Boeing 747** jumbo jets and also will make the operation of long — range **Ил-62** aircraft possible with all fuel tanks full and all passenger seats filled. As reported by the „**Sztandar Młodych**” daily, this will give LOT a saving of one million dollars per year and an increase in air traffic with other continents.

Adres Redakcji:

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

Tel. 27-25-41

Wydawca:

**WYDAWNICTWO CZASOPISM
 I KSIĄŻEK TECHNICZNYCH SIGMA
 PRZEDSIĘBIORSTWO NACZELNEJ
 ORGANIZACJI TECHNICZNEJ**

SPIS TREŚCI

	Str.
A. Glass: Suma obliczeń czy sztuka konstruktorska	1
Z KRAJU, ZE ŚWIATA	2
STATYSTYKA LOTNICZA: Liczba licencjonowanych pilotów cywilnych w niektórych krajach (stan na 31.12.1977 r.). Liczba samolotów cywilnych w niektórych krajach (stan na 31.12.1977 r.)	4
Aerobus A-300B4 w wersji towarowo-pasażerskiej (CIEKAWY KONSTRUKCJE)	5
NOWOŚCI TECHNICZNE: Program budowy samolotu myśliwskiego o dużej zwrotności — HIMAT	7
Zb. Wł. Sikorski: Metody elektroniczne w systemach sterowania silników turbinowych	8
B. Boliński: Problemy ekonomicznej eksploatacji samolotów sportowych	12
KSIĄŻKI LOTNICZE	14
KARTOTEKA TLIA: Grumman A-6E Intruder — USA	15
Antonow An-32 — ZSRR	17
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Problemy eksploatacyjne konstrukcji (III). Obliczanie momentu tarcia w łożyskach tocznych	19
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Rosyjskie napisy i tabliczki (II)	21
F. Kaźmierczyk: Nawierzchnie gruntowe dla samolotów rolniczych (PROBLEMY RUCHU LOTNICZEGO I LOTNISK)	22
A. Tarnogrodzki: Uwagi o dyszy urządzenia do obróbki strumieniowo-ściernej	24
W NASTĘPNYM NUMERZE	25
PROJEKTY: British Aerospace Corp. BAe. 146 — W. Brytania	26
Lockheed Seastar — USA	26
PROTOTYPY: Stütze SZG10 — RFN	27
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK	28
NOWOŚCI TECHNICZNE: Samolot doświadczalny QSRA firmy Boeing	29
S. Januszewski: Sterowiec Kajetana Łączyńskiego — 1833 r. (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	30
NOWOŚCI TECHNICZNE: Uniwersalne zastosowanie przewodów elektrycznych z izolacją z Kaptonu	32
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	III okł.
Na okładce: Samoloty myśliwskie: Jak-9M, Jak-9W, Jak-9P — rys. K. Cieślak	

NACZELNA ORGANIZACJA TECHNICZNA

WYDAWNICTWO



SIGMA

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

Redaktor naczelny:
 mgr inż. Andrzej Glass

Sekretarz Redakcji:
 Emilia Łazarewicz

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

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

SIKORSKI Z. W.

Electronic Methods in Turbine Engine Control Systems

This article describes older electronic control systems used in Gnome P.1200 and H.1200 engines, the control system tested on Avon 208 engine and highly complex system with high density electronic packaging used in an advanced T700 helicopter engine. Also, Holley-Ultra Electronics electronic systems developed for conventional engines and a Wood-Ward Governor modular system are presented.

BOLIŃSKI B.

Problems of Economical Operation of Sport Airplanes

The author exemplifies some problems connected with operation of sport airplanes, basing on their use in aeroclubs and showing the importance of design solutions that permit an economical operation and servicing.

KAŻMIERCZYK F.

Soil surfaces for agricultural aircraft

The increase of aviation services for agriculture, forestry, and natural environment protection in the country requires an increased number of landing fields. The article points out what methods can be utilized for preparing soil and turf surfaces so that they can serve as landing fields.

TARNOGRODZKI A.

Remarks on a Nozzle of Shot-Blasting Equipment

This article presents some design solutions of a nozzle used in shot-blasting equipment. The nozzle may have either a rectangular or circular cross-section, with an oscillating stream of abrasive particles. Application of a nozzle with a twisted stream of abrasive in the treatment of aero turbine blades and axial compressor vanes permits to obtain a proper distribution of the spray angle along the blade or vane span. Application of the nozzle with the oscillating stream permits a periodical change of the spray angle with the nozzle fixed, thus eliminating the scaled copying of surface irregularities.

JANUSZEWSKI S.

The dirigible designed in 1833 by Kajetan Łączyński

The dirigible designed in 1833 by K. Łączyński was featured by remarkable fineness ratio 1:10), considering the years in which the project was prepared. This was the first Polish project of a dirigible, and the article describes its construction.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXXIV SIERPIEŃ 1979

TECHNIKA

8'79

lotnicza i ASTRONAUTYCZNA

Suma obliczeń czy sztuka konstruktorska

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Tym, którzy nie zetknęli się bliżej z projektowaniem tak skomplikowanych urządzeń jak samolot często wydaje się, że samolot oblicza się według znanych wzorów, rysuje się i projekt gotów. Niewątpliwie tak wygląda projektowanie bardzo prostych przedmiotów spełniających jedną funkcję. Lecz nawet znając wzór na objętość walca kołowego, gdy chce się zaprojektować szklanę, decyzji konstruktora pozostaje stosunek wysokości do średnicy. Konstruktor może przyjąć typową wysokość, czy typową średnicę, może życzyć sobie minimalnego zużycia materiału przy maksymalnej objętości, lecz również może przyjąć inne założenia, prowadzące do takiej czy innej proporcji wymiarów ze względów użytkowych czy estetycznych.

W urządzeniach złożonych występuje ogromna liczba problemów, które trzeba równocześnie rozwiązać. Problemy te można podzielić na sprawy techniczne i na wymagania użytkowe stawiane przez nabywcę. Wiele spraw jest sprzecznych z sobą i trzeba szukać rozwiązań godzących różne interesy.

Prawidłowe działanie konstrukcji lotniczych jest uwarunkowane ogromną liczbą dość złożonych procesów fizycznych należących do najróżniejszych dziedzin techniki. Na konstrukcje lotnicze działają różnego rodzaju obciążenia: wywołane przez siły aerodynamiczne, burzliwość atmosfery, bezwładność i siły ciężkości, zmiany temperatury itp. Problemy techniczne projektowania samolotu należą do aerodynamiki, mechaniki lotu, mechaniki ciał stałych i ciał sprężystych, dynamiki i drgań, wytrzymałości (statycznej i zmęczeniowej) i sztywności konstrukcji, wytrzymałości materiałów, technologii materiałów i technologii konstrukcji, termodynamiki, chemii (paliwa, pokrycia galwaniczne, lakiery, odporność na korozję), elektrotechniki, elektroniki (radio, radar, laser), akustyki (hałas, izolacji dźwiękowa), optyki, hydrauliki, pneumatyki itd. Inżynier stosujący w swej konstrukcji elementy i urządzenia związane z tyłu dziedzinami musi znać prawa rządzące nimi i stosować je tak, aby urządzenia i elementy ani stawiane im wymagania nie kolidowały ze sobą, np. aby odkształcenia skrzydła w locie nie zmieniły zbytnio jego aerodynamiki czy nie blokowały działania mechanizmów, a zmiana rozkładu ciśnień aerodynamicznych na skrzydle nie była przyczyną drgań konstrukcji, aby sztywność i wytrzymałość konstrukcji nie była przyczyną jej nadmiernego ciężaru, aby części metalowe nie paraliżowały działania urządzeń elektronicznych (radaru, radiokompasu), aby elektryczność statyczna zbierająca się na samolocie nie powodowała iskrzenia ani porażen prądem, aby podczas lotu przez chmury lód nie zniekształcał profilu skrzydeł i nie zatkał wlotów powietrza do silników, aby zmiany temperatury z wysokością nie odkształcały mechanizmów i nie deformowały ich działania itp.

Głównym zadaniem samolotu jest przetransportowanie ładunku (pasażerów, towaru, uzbrojenia) z określoną prędkością na określoną odległość. Ponieważ samolot przewozi ludzi (załogę i pasażerów), litania wymagań dotycząca zapewnienia człowiekowi dobrych warunków lotu jest dość długa. Wymagana jest odpowiednia temperatura, ciśnienie, niski poziom hałasu, dostateczna przestrzeń, wygodny fotel itp. Ponieważ samolot jest kierowany przez człowieka — kontakt człowieka z maszyną musi być oparty na racjonalnych zasadach ergonomii. Umożliwienie niezawodnego pilotażu w każdych warunkach atmosferycznych wymaga bogatego elektronicznego wyposażenia pilotażowo-nawigacyjnego. Zastosowanie samolotu do konkretnego celu stawia mu od razu liczne nowe wymagania. W kabine pasażerskiej wymagana jest klimatyzacja, w samolocie towarowym — dźwigi ładownicze i rolkowy transporter podłogowy, w samolocie rolniczym urządzenia agrochemiczne do rozsypywania nawozów sztucznych lub rozpryskiwania ciekłych chemikaliów, w samolocie wojskowym uzbrojenie i wyposażenie elektroniczne, np. radarowe (rozpoznawcze, ostrzegawcze, celownicze) itd.

Ponadto konstruktor musi uwzględnić postulaty ekonomiczne wytwórcy oraz użytkownika — a są to dość wysokie wymagania.

Konstruktor musi umieć korzystać z dotychczasowego dorobku techniki lotniczej, tj. udanych rozwiązań konstrukcyjnych, wyników badań aerodynamicznych i wytrzymałościowych, statystyki danych technicznych, metod obliczeniowych itp. Korzysta z modelowych badań aerodynamicznych, wytrzymałościowych czy technologicznych. Może przeprowadzać optymalizację wybranych parametrów za pomocą maszyn matematycznych.

Jednak gdy musi się uwzględnić taką mnogość różnorodnych i trudnych do pogodzenia czynników niemal równocześnie — nie da się ich ująć w jeden wzór, czy system wzorów. Obliczenia (a ich wartość jest uzależniona od jakości danych wejściowych) mogą być pomocne przy podejmowaniu decyzji, lecz jakość konstrukcji zależy przede wszystkim od trafności tych decyzji. A trafność ma duży związek ze zdolnościami i doświadczeniem konstruktora. Prof. Jerzy Teisseyre problem konstruowania ujął następująco: „Konstrukcja w ogóle, a konstrukcja samolotu w szczególności, jest sztuką, podobnie jak malarstwo i rzeźba. Sztukę taką opanować można jedynie i wyłącznie przez dłuższą praktykę, a warunkiem tego jest: gruntowne przygotowanie teoretyczne, zamiłowanie do tego rodzaju pracy i talent konstruktorski”.



POLSKA

● Na odbytej w Pradze majowej konferencji przedstawiciele linii lotniczych 9 krajów socjalistycznych podano, iż na początku 1980 r. na linii wejda: 350-miejscowe aerobusy Il-86 oraz 120-miejscowe samoloty Jak-42. Mają one także wejść na wyposażenie LOT-u.

● Gazeta „Głos Załogi” wydawana przez PZL-Mielec donosi, że wśród zadań zakładu na br. znajduje się wykonanie samolotów M-15 w dwumiejscowej wersji szkolnej, wprowadzenie zmian modernizacyjnych na samolotach znajdujących się w eksploatacji, wykonanie ulepszonego samolotu wzorca dla produkcji seryjnej dalszych lat oraz opracowanie nowych rozwiązań dla tego samolotu, w celu osiągnięcia wymaganych parametrów. W zakresie samolotu M-18 Dromader będą prowadzone prace konstrukcyjne i badawcze, w celu dalszej eliminacji elementów z importu oraz dalszego rozwoju samolotu, jak np. wersja turbośmigłowa, skrzydło o zmniejszonym ciężarze czy nowa aparatura agrolotnicza. Dalsze zadanie to wykonanie partii próbnej samolotów PZL M-20 Mewa z krajowymi silnikami PZL-Franklin, przeprowadzenie prób tych samolotów oraz uruchomienie serii próbnej z materiałów krajowych, w celu ograniczenia importu elementów. Do poważnych zadań należy też uruchomienie produkcji dalszych zespołów aerobusu Il-86, tj. wysięgników, slotów i klap. Obok powyższych tematów OBR PZL-Mielec prowadzi prace prognostyczne w zakresie samolotów rolniczych oraz pasażerskich do komunikacji lokalnej.

● Gazeta „Głos Świdnika” podaje, iż PZL-Świdnik prowadzi prace mające na celu rozwój eksportu śmigłowców. W ub. roku znacznie zaawansowano prace przy nowych konstrukcjach. W br. w terminowym wykonaniu zadań poważną rolę odegrały podjęte przez załogę zobowiązania: wykonanie drugiego egzemplarza śmigłowca do prób w przeddzień 1 Maja dla uczczenia 90-rocznicy obchodów Święta Ludzi Pracy i wykonanie trzeciego egzemplarza śmigłowca do prób w locie w przeddzień Święta 22 Lipca. Ten samodzielny wyrób polskiego inżyniera, komputera, technologa i robotnika jest prezentem załogi na jubileusz Polski Ludowej i srebrne gody PZL-Świdnik. Oddzielnym zobowiązaniem załogi jest wykonanie pierwszego i drugiego egzemplarza śmigłowca Kania, będącego nową odmianą eksportową śmigłowca Mi-2.

● W dniach 23.04÷1.05. br. w Jeżowie i Sobótce odbył się pierwszy w naszym kraju kurs instruktorów lotniarstwa. Organizatorami byli: Zarząd Główny Aeroklubu PRL i Akademia Wychowania Fizycznego we Wrocławiu.

● W dniach 21÷23.04 br. PLL LOT uruchomiły „most powietrzny” między Warszawą a Titowgradem w Czarnogórze w Jugosławii, w celu przewiezienia dla ofiar trzęsienia Ziemi pomocy w postaci namiotów, ubrań, żywności i lekarstw.

● Aeroklub PRL podjął się organizacji IV Śmigłowcowych Mistrzostw Świata, które odbędą się w 1981 r. w Krakowie.

● Polski śmigłowiec PZL Mi-2 przez drugą połowę 1978 r. i wiosnę 1979 r. zwalczal w Nigerii w pobliżu jeziora Czad szarańczę, koniki polne i ptaki Quelea, chroniąc uprawy rolne. Zabiegi wykonywano środkami szkodliwymi (metoda ULV) o dawce 1 l/ha.



Polskie Linie Lotnicze LOT po raz pierwszy w czerwcu br. użytkowały śmigłowce. Były to cztery śmigłowce Mi-8 wypożyczone do przewozu papieża Jana Pawła II po Polsce (fot. LOT — J. Czerniak)

● Śmigłowce PZL Mi-2 są eksportowane do Czechosłowacji, Węgier, KRL-D i ZSRR.

● Technikum Mechanizacji Rolnictwa w Zamościu z pomocą Technicznej Szkoły Wojsk Lotniczych rozpoczęło szkolenie pilotów śmigłowcowych na potrzeby agrolotnictwa.

● Na lotnisku warszawskim Okęcie droga startowa nr 3 o długości 3003 m zostanie kosztem 200 mln zł przedłużona do 3680 m. Umożliwi to przyjmowanie przez lotnictwo samolotów szerokokadłubowych Boeing 747 oraz pozwoli na zabieranie przez samoloty dalekiego zasięgu Il-62 pełnego zapasu paliwa przy komplecie pasażerów. Dla LOT-u — jak podaje „Sztandar Młodych” da to mln dolarów rocznie oszczędności oraz zwiększy ruch lotniczy z innymi kontynentami.

● Jak donosi „Sztandar Młodych” LOT dał w 1977 r. 58,9% wpływów dewizowych resortu komunikacji, przy nakładach na komunikację lotniczą 0,8% wszystkich nakładów w tym resorcie. Jeden statystyczny pracownik komunikacji lotniczej wypracował w tymże roku 900 tys. zł, zaś średnia dla resortu wynosi 300 tys. zł. Świadczy to o dużej opłacalności komunikacji lotniczej.

● Wśród publikacji przedstawiających problemy naszego lotnictwa wyróżniają się trafnością oceny przyczyn trudności artykuły „Przeglądu Technicznego”. W artykule „Opadają skrzydła” i w bloku artykułów towarzyszących w nr 39 z ub. roku została przedstawiona problematyka techniczno-ekonomiczna LOT-u. W nr 14 z br. w artykule „Port lotniczy — sny o potęgę” zamieszczono dyskusję na temat konieczności rozwoju Międzynarodowego Portu Lotniczego Okęcie — jako warunku rozwoju międzynarodowej komunikacji lotniczej. W dyskusji uczestniczyli M. Roman — dyr. Centralnego Zarządu Lotnictwa Cywilnego, L. Drzewiecki — dyr. Zarządu Ruchu Lotniczego i Lotnisk Komunikacyjnych, F. Gwiżdż — dyr. Biura Studiów i Projektów Lotnictwa Cywilnego, S. Kozieł — dyr. Centralnego Portu Lotniczego Okęcie, Z. Dąbkowski — z-ca dyr. PLL LOT ds. handlowych, J. Zwierzyński — z-ca dyr. PLL LOT ds. eksploatacji, R. Sochacki — kier. Wydziału Personelu Latającego PLL LOT, H. Zwirko — kier. Ośrodka Informacji Technicznej i Ekonomicznej Lotnictwa Cywilnego oraz red. H. Nakliński i A. Siłuszek.

● Biuletyn Informacyjny Lotnictwa Cywilnego — BIULOT w nr 64 z br. zamieścił bardzo cenne zestawienie 239 prac naukowo-badawczych z dziedziny lotnictwa cywilnego wykonanych w wyższych uczelniach,

ośrodkach badawczych i instytutach naukowych oraz referatów na konferencjach naukowo-technicznych.



AUSTRALIA

● Wytwórnia GAF otrzymała zgodę rządu na wydłużenie serii samolotów lokalnego transportu GAF 22/24 Nomad do 145 sztuk. Obecnie przygotowywana jest produkcja wersji patrolowej Searchmaster L.



BELGIA

● Belgia, która zamówiła treningową wersję samolotu Alpha-Jet zamierza zakupić brytyjskie samoloty Hawk w wersji bojowej.



BRAZYLIA

● Jesienią 1978 r. został oblatany prototyp tłokowego wojskowego samolotu szkolno-treningowego Neiva N-622 Uniwersal II, który pod oznaczeniem wojskowym T-25 B ma być zbudowany w serii 80 szt. dla brazylijskiego lotnictwa wojskowego.

● Wytwórnia Aero Boero zbudowała dwupłatową wersję swego górnopłata rolniczego AB-180 Ag oznaczoną AB-180 SP. Samolot zabiera 330 l środków chemicznych.



FRANCJA

● Wartość produkcji francuskiego przemysłu lotniczo-kosmicznego wyniosła w 1978 r. 24,5 mld fr., w tym 53,1% na eksport (22 mld fr. w 1977 r.). Zamówienia eksportowe otrzymane w 1978 r. (do realizacji w ciągu kilku lat) wyniosły 15,4 mld fr., podczas gdy w 1977 r. wyniosły 23,8 mld fr. Francuski przemysł lotniczy zatrudnia 102 650 pracowników.

● 17 stycznia 1979 r. został oblatany prototyp szybowca laminatowego klasy standard Carmam JP-15/38. Za kilka miesięcy będzie gotowa odmiana z klapkami i klapolotkami JP-15/40.

● Nigeria zamówiła samoloty treningowe Alpha-Jet, które mają zastąpić dotychczas używane L-29.

● Do końca 1978 r. wytwórnia Dassault-Breguet wyprodukowała 402 samoloty Falcon 20, 280 Mirage F-1, 137 Falcon 10.



HOLANDIA

● Do 1979 r. wytwórnia Fokker-VFW wyprodukowała 679 samolotów turbośmigłowych F-27 Friendship, z czego 205 z licencji w USA.

● Wytwórnia Fokker-VFW opracowała projekt 130-miejscowego samolotu pasażerskiego Super F-28 napędzanego dwoma silnikami Rolls-Royce RB 432. Rozpoczęcie dostaw przewidziane jest na 1985 r. Cena samolotu ma wynosić 13 mln dol. Koszt prac rozwojowych ma wynieść 750 mln dol.



INDIE

● Wartość produkcji wytwórni Hindustan Aircraft (HAL) wyniosła w 1978 r. 160 mln dol. Liczba pracowników zakładów HAL wynosi 40 455.



IRAN

● W wyniku zmian politycznych w kraju Iran wycofał z USA zamówienie na 160 samolotów myśliwskich F-16 wartości 3,6 mld dol., na 7 samolotów Boeing E-3 wartości 1,2 mld dol. oraz na śmigłowce Bell. Montownia tych śmigłowców w Iranie zatrudniała 4000 pracowników, z czego 3200 amerykańskich fachowców, którzy opuścili Iran.



JAPONIA

● Dwie najnowsze wersje samolotu służbowego MU-2 otrzymały nazwy. Marquise to następca MU-2N, zaś Solitaire jest rozwinięciem MU-2P. Do końca 1978 r. zbudowano 544 samoloty MU-2.

● Japonia nawiązała z Chinami współpracę przy pracach rozwojowych nad japońskim silnikiem turbowentylatorowym FJR-710.

● Wytwórnia Kawasaki rozpoczęła projektowanie odrzutowego samolotu treningowego Ka-840.



RFN

● W RFN 31.12.1978 r. były zarejestrowane 6994 samoloty cywilne w tym: 4978 jednosilnikowych o masie do 2 t, 822 motoszybowce, 546 dwusilnikowych o masie do 5 t. 39% (2720 szt.) to samoloty produkcji amerykańskiej, 2534 — produkcji francuskiej, w tym 324 śmigłowce.

● Wytwórnia MBB zawarła umowę na dostarczenie Chinom 10÷20 satelitów komunikacyjnych. Wytwórnia dostarcza do tego kraju śmigłowce Bo-105.

● Wytwórnia MTU uzyskała certyfikat na budowę z licencji silnika śmigłowcowego Allison 250-C20B.



W. BRYTANIA

● Wartość produkcji wytwórni śmigłowców Westland wyniosła — w roku obrachunkowym kończącym się 30.09.1978 r. — 166 mln £ ze stratą 4,14 mln £. W poprzednim roku wartość produkcji wyniosła 139 mln £ przy zysku 3,95 mln £. Realizacja śmigłowca Lynx przyniosła dotychczas 19 mln £ strat.

● Prowadzone są rozmowy w sprawie sprzedaży Chinom przez brytyjski przemysł lotniczy 80 samolotów szturmowych pionowego startu Harrier. Uprzednio W. Brytania sprzedała Chinom licencję na silniki odrzutowe RR Spey, które zostały zastosowane do samolotów myśliwskich F-9.

● Brytyjski eksport lotniczy wyniósł 1,17 mld £ w 1978 r., przekraczając o 0,1 mld wyniki z 1977 r.

● Rumunia i Jugosławia zamówiły układy serwosterowania za 1,6 mln £ do 200 samolotów Orao, których napęd stanowią dwa silniki Rolls-Royce Vaper. W próbach znajdują się prototypy wersji jedno- i dwumiejscowej samolotu. Produkcja samolotu została rozpoczęta.



WŁOCHY

● Wartość produkcji wytwórni śmigłowców Agusta wyniosła w 1978 r. 378 mln dol. wzrastając o 17% w stosunku do 1977 r. Wartość zamówienia (głównie na eksport) wyniosła 1,6 mld dol.



USA

● Wytwórnia samolotów lekkich Grumman American Aviation, producent samolotów rolniczych Ag-cat oraz samolotów sportowych, zmieniła nazwę na Gulfstream American przyjmując produkcję samolotów służbowych Gulfstream II. Nazwy Grumman nadal używa wytwórnia samolotów wojsko-

wych F-14A Tomcat, A-6 Intruder/Provier i E-2 Hawkeye, która m.in. podjęła się budowy 300 kompletów środkowej części płata do samolotu Boeing 767.

● Skreślenie przez prezydenta Cartera sum na prace rozwojowe i uruchamianie produkcji 360 samolotów pionowego startu AV-8B (rozwinięcie Harriera) dla marynarki USA postawiło pod znakiem zapytania przyszłość tego samolotu.

● Wprowadzony do produkcji w I kwartale 1978 r. samolot sportowy Piper Tomahawk został w 1978 r. wyprodukowany w liczbie 1000 sztuk.

● 29 stycznia br. został oblatany prototyp samolotu wywiadowczego Northrop RF-5E będącego odmianą samolotu F-5E Tiger II. Samolot ma kadłub przedłużony o 20 cm. Prócz wyposażenia fotograficznego samolot jest uzbrojony w działko 20 mm.

● Federalna Agencja Lotnicza FAA w dniu 9 stycznia 1979 r. wydała certyfikat dla samolotu Concorde dopuszczając go do użytku na terenie USA. Od 11 stycznia Concorde rozpoczął loty do Dallas.

● Wytwórnia McDonnell-Douglas w 1978 roku uzyskała 161 mln dol. zysku a wartość zamówień wyniosła 6 mld dol. W 1977 r. zysk wyniósł 123 mln dol., a zamówienia na koniec roku wyniosły 4,6 mld dol.

● Budżet NASA na 1979 r. wynosi 4,3 mld dol. Są to wydatki głównie na badania kosmiczne. Suma ta stanowi 14,6% z sumy 29,5 mld dol. przeznaczonej na wszelkie badania prowadzone z budżetu państwa. Największą pozycją są badania wojskowe (13 mld dol.), następnie nad energią (5 mld dol.), kosmosem, a 26 mld dol. wynoszą nakłady na badania w dziedzinie medycyny. Głównym zadaniem NASA na 1979 r. są: 16 startów Space Shuttle oraz loty dwóch statków Voyager i jednego Pionner II w kierunku Saturna i Jowisza.

● Wytwórnia McDonnell-Douglas otrzymała zamówienie na wykonanie dwóch egzemplarzy zbiornikowców KC-10A będących odmianą samolotu pasażerskiego DC-10. Wartość zamówienia wynosi 132 mln dol. Przewiduje się zakup 20 KC-10A w ciągu najbliższych pięciu lat przez amerykańskie lotnictwo wojskowe.

● Wytwórnia Gulfstream (dawniej Grumman) wyprodukowała 1000 samolotów sportowych Tiger, których produkcja została rozpoczęta w 1974 r.



ZSRR

● Radzieckie sondy kosmiczne Wenera II i Wenera 12 wylądowały w dniu 21 i 25.12. 1978 r. na planecie Wenus. Lądowiki prowadziły badania na powierzchni planety przez 110 i 95 minut. Przekazały one następujące informacje: temperatura na powierzchni wynosi 446°C, ciśnienie 88 MPa (at) a atmosfera zawiera spory procent argonu.

Liczba licencjonowanych pilotów cywilnych w niektórych krajach (stan na 31.12.1977 r.)

Kraj	Pilotów turystycznych		Pilotów zawodowych II klasy		Pilotów zawod. I klasy samol.	Pilotów liniowych samol.	Pilotów balonowych	Pilotów szybowcowych	Razem pilotów samol.	Ludność tys.	Pilotów samol. na 1000 mieszk.
	samol.	śmigł.	samol.	śmigł.							
Argentyna	2 866	9	922	26	360	678	3	434	4 816	26 060	0,19
Australia	17 765	36	1 471	267	758	1 960	—	—	21 954	14 070	1,56
Austria	2 686	72	205	50	4	109	5	1 830	3 004	7 520	0,40
Brazylia	26 881	516	6 136	326	326	2 227	—	107	35 750	112 240	0,32
Czechosłowacja	1 327	26	459	21	50	264	5	141	2 100	15 031	0,14
Dania	2 653	—	530	—	51	429	—	1 230	3 663	5 090	0,72
Finlandia	2 028	15	553	28	24	220	1	1 723	2 825	4 740	0,60
Francja	27 000	800	1 100	230	1 070	1 550	40	3 800	30 720	53 080	0,58
Grecja	299	10	230	75	20	708	—	32	1 257	9 280	0,14
Hiszpania	2 545	8	1 510	58	466	1 075	2	179	5 596	36 670	0,15
Holandia	998	5	607	57	37	747	1	1 444	2 389	13 850	0,17
India	1 048	3	570	49	97	628	—	193	2 343	625 820	0,004
Irlandia	376	3	69	9	9	288	—	—	742	3 190	0,23
Japonia	5 000	500	2 639	17	45	2 254	4	2 949	9 938	113 860	0,09
Jugosławia	567	—	307	13	23	~200	—	346	~1 100	21 770	0,05
Kanada	34 489	63	7 012	654	912	4 131	35	2 832	46 544	23 320	2,00
RFN	24 217	290	2 524	413	32	1 939	323	38 287	28 712	59 465	0,48
Nowa Zelandia	4 420	22	1 325	262	6	570	3	3	6 321	3 110	2,03
Polaka	1 408	25	1 233	165	57	303	29	3 112	3 001	34 698	0,09
Portugalia	686	10	232	29	23	285	—	400	1 226	9 730	0,13
Stany Zjedn. AP	324 222	3 202	168 799	19 964	—	50 149	3 059	6 208	543 170	216 820	2,51
Szwajcaria	5 255	107	735	125	115	629	70	2 431	6 734	6 630	1,02
Szwecja	5 264	45	651	166	198	608	35	2 399	6 721	8 260	0,81
W. Brytania	21 495	184	2 377	849	434	5 481	250	—	29 787	55 850	0,54
Włochy	5 000	120	600	291	250	2 000	1	1 600	7 856	56 450	0,14
WEDŁUG REGIO- NÓW*)											
Europa	127 100	2 170	15 000	2 800	3 500	19 550	.	.	165 650	673 000	0,25
Środkowy Wschód	600	10	2 600	480	30	2 310	.	.	5 540	2 441 000	0,03
Azja i Pacyfik	45 400	850	12 000	1 100	1 550	8 340	.	.	67 290	—	—
Afryka	8 600	270	7 200	150	2 950	4 400	.	.	23 150	424 000	0,05
Ameryka Półn.	358 700	8 090	175 800	20 620	910	54 280	.	.	589 690	240 140	2,45
Ameryka Łąc.	59 800*	1 050	15 200	850	1 550	8 450	.	.	85 000	344 000	0,24
Razem	600 200	12 440	228 300	26 000	10 490	97 330	.	.	936 320	4 124 000	0,23

Uwagi: *) bez ZSRR, ChRL; samol. — samolotowych; śmigł. — śmigłowoowych; . — brak danych; — nie występują

Liczba samolotów cywilnych w niektórych krajach (stan na 31.12.1977 r.)

Kraj	Przedsiębiorstwa przewozowe		Inni użytkownicy		Razem	
	ciężkie ¹⁾	lekkie ²⁾	ciężkie ¹⁾	lekkie ²⁾	ciężkie ¹⁾	lekkie ²⁾
1	2	3	4	5	6	7
Afryka Południowa	78	851	7	1 774	85	2 625
Argentyna	99	89	21	2 965	120	3 054
Australia	146	986	12	3 805	158	4 791
Austria	17	15	—	528	17	543
Belgia	55	64	—	634	55	698
Brazylia	130	56	51	5 370	191	5 426
Czechosłowacja	42	32	1	657	43	689
Dania	62	175	2	707	64	882
Finlandia	138	292	—	185	38	477
Francja	264	257	36	5 565	300	5 822
Hiszpania	147	42	21	922	168	964

Źródła: ICAO Digest of Statistics Doc. 9180/3, Maty Rocznik Statystyczny 1979, ICAO Digest of Statistics 231

	1	2	3	4	5	6	7
Holandia		77	9	17	442	94	451
Iran		23	29	20	131	43	160
Irlandia		22	17	—	132	22	149
Japonia		213	256	12	354	225	610
Jugosławia		51	—	—	420	51	420
Kanada		435	4173	159	14 560	594	18 733
Maroko		15	8	—	181	15	139
RFN		155	494	26	5 655	181	6 149
Norwegia		48	145	—	327	48	472
Polska		46	—	3	305	49	305
Portugalia		28	5	1	254	29	259
Stany Zjedn. AP		2765	8731	2763	189 728	5528	198 456
Szwecja		64	179	—	703	64	882
Szwajcaria		68	264	13	1 000	81	1 264
Wielka Brytania		445	319	74	3 865	519	4 184
Węgry		17	—	1	168	18	168
Wenezuela		68	110	13	2 128	81	2 238

Objaśnienia: ¹⁾ samoloty o masie 9000 kg i większej, ²⁾ samoloty o masie poniżej 9000 kg

Aerobus A-300B4 w wersji towarowo-pasażerskiej

Przedstawiony tu towarowo-pasażerski samolot A-300B4-FC Convertible pod względem konstrukcyjnym jest dość typowym przykładem samolotu pasażerskiego dającego się przystosować do przewozu ładunków na znormalizowanych paletach lub w kontenerach z całkowitym lub częściowym wykorzystaniem do tego celu kabiny pasażerskiej. Znane już są tego typu samoloty pasażerskie (Combi, Convertible, Combiplane) od mniejszych, takich jak VFW/Fokker F-28 Fellowship, BAC-111, DC-9, B.737, przez B.707 i B.727, do największych takich jak DC-10 czy B.747. W zależności od rozwiązania, samolot może być towarowy, towarowo-pasażerski bądź też przystosowany do szybkiej zmiany rodzaju zastosowania, dzięki mocowaniu foteli pasażerskich grupami na paletach (tzw. wersja QC = Quick Change, tj. szybka zmiana).

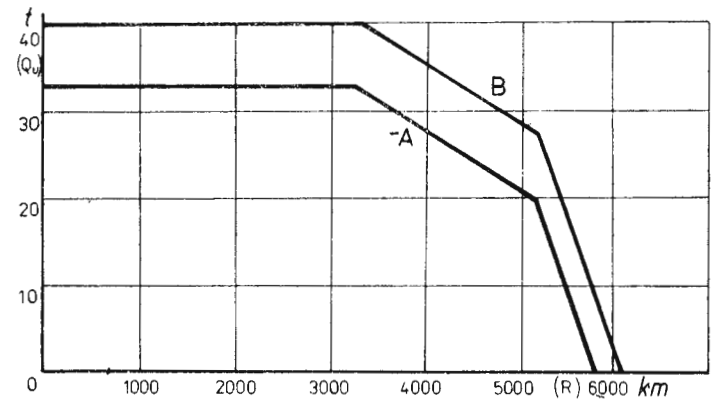
Zapotrzebowanie na samoloty o zmiennym wykorzystaniu jest duże. Przedsiębiorstwom opłaca się elastyczne dostosowywanie się do wahań zapotrzebowania na przewozy pasażerskie i towarowe, a także użytkowanie samolotów na liniach pasażerskich w dzień, a w nocy przewożenie towarów. W tym ostatnim przypadku aerobus A-300 wykazuje swoją zaletę — niski poziom hałasu.

Przystosowanie samolotu pasażerskiego do zmiennych zastosowań odbywa się oczywiście kosztem pewnej straty udźwigu użytecznego w porównaniu z wyjściową wersją pasażerską. Wzmocnienia struktury podłogi i dużego wykroju drzwi ładunkowe powodują wzrost masy własnej samolotu. Widać to z zestawienia mas samolotu A-300B4 w wersji standardowej w porównaniu z wersją A-300B4-FC Convertible (tabl.).

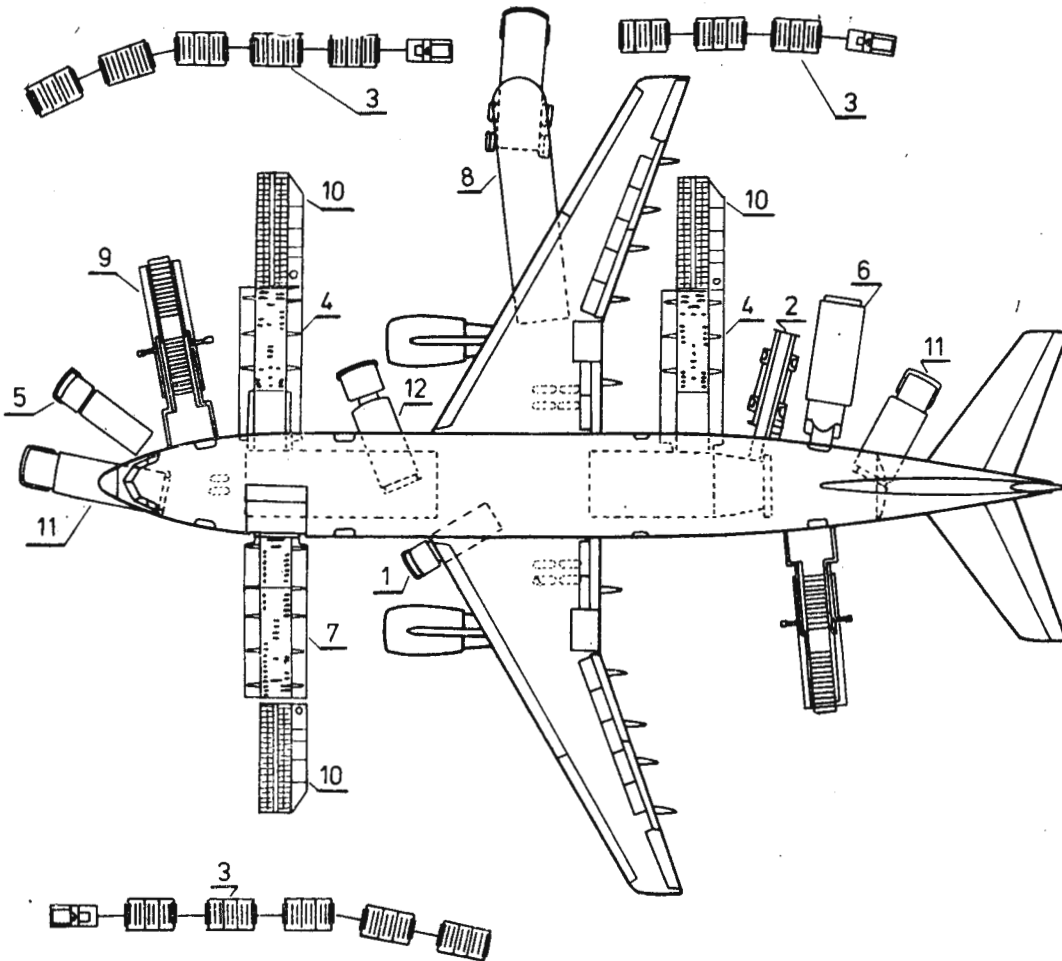
Samolot Convertible wyposażony do przewozu pasażerów jest cięższy o 1500 kg od samolotu w podstawowej wersji

pasażerskiej; proporcjonalnie rośnie również masa startowa, trzeba się więc liczyć z gorszymi osiąganiami lub odpowiednio zwiększonym zużyciem paliwa. Rys. 1 przedstawia możliwości przewozowe wersji FC.

Rozmieszczenie drzwi w samolocie jest takie, że ładunek towarów nie koliduje z ruchem pasażerów, zaś ładunek górnego pokładu odbywa się po przeciwnej stronie samolotu niż trzech ładowni podpodłogowych. Na rys. 2 pokazano przykładowo możliwe rozmieszczenie sprzętu naziemnego przy krótkotrwałym postoju samolotu w wersji mieszanej



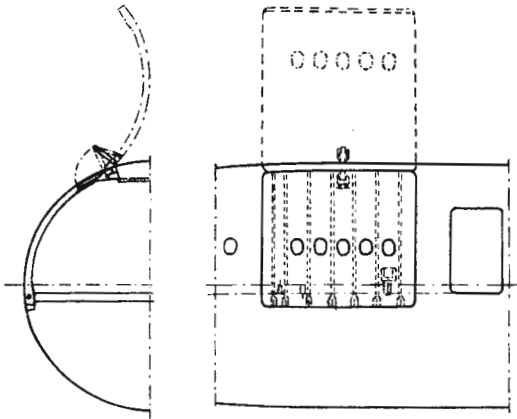
Rys. 1. Udźwig i zasięg A-300B4-FC: A — wersja pasażerska, B — wersja towarowa; założenia: masa startowa 157,5 t, maks. masa bez paliwa 122 t, przelot na wysokości 9000 m z prędkością 0,78 M z rezerwą na drugi krąg, 5% paliwa na przelot, zapasowe lotnisko w odległości 370 km i oczekiwanie 30 min na wysokości 1500 m



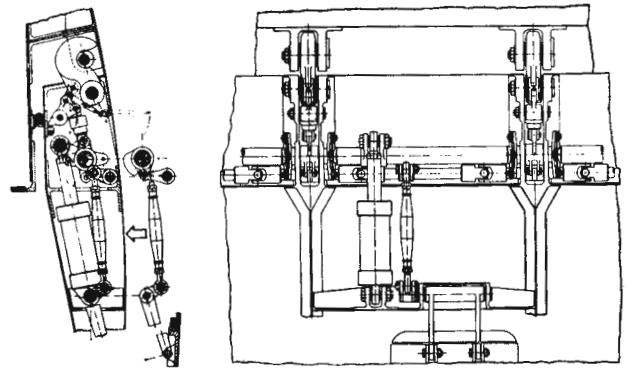
Rys. 2. Organizacja obsługi przy krótkotrwałym postoju dla wersji towarowo-pasażerskiej: 1 — rozrusznik powietrzny (jeżeli nie działa pokładowy pomocniczy zespół napędowy), 2 — ładownia drobnicy, 3 — pociąg wózków bagażowych, 4 — urządzenie załadunkowe do dolnych ładowni, 5 — lotniskowe źródło zasilania (jeżeli nie działa źródło pokładowe), 6 — obsługa bufetu, 7 — urządzenie załadunkowe do górnego pokładu, 8 — autocysterna, 9 — schodki pasażerskie, 10 — przenośnik, 11 — wózek do obsługi toalety, 12 — pojazd do zaopatrzenia w wodę

towarowo-pasazerskiej. Główne drzwi ładunkowe górnego pokładu (rys. 3) mają wymiary $3,45 \times 2,5$ m. Uruchamiane są hydraulicznie i mogą się otwierać do położenia poziomego lub też dalej — do pionu. To ostatnie umożliwia również załadunek za pomocą dźwigu (ładunek można postawić na

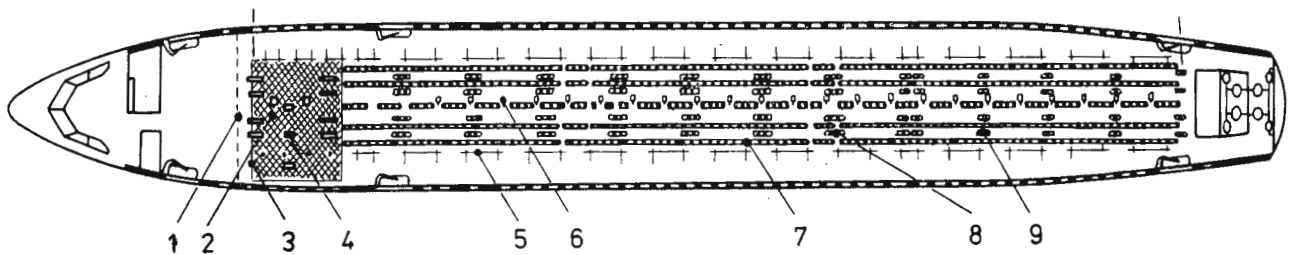
progu). Próg znajduje się na wysokości 4,91 m nad poziomem ziemi i w bezpiecznej odległości od wlotu powietrza do silnika (ponad 4 m). Płyta drzwi ma 7 rygli z napędem hydraulicznym. Zamknięcie i zaryglowanie drzwi jest sygnalizowane w kabinie (lampki sygnalizacyjne), a także za



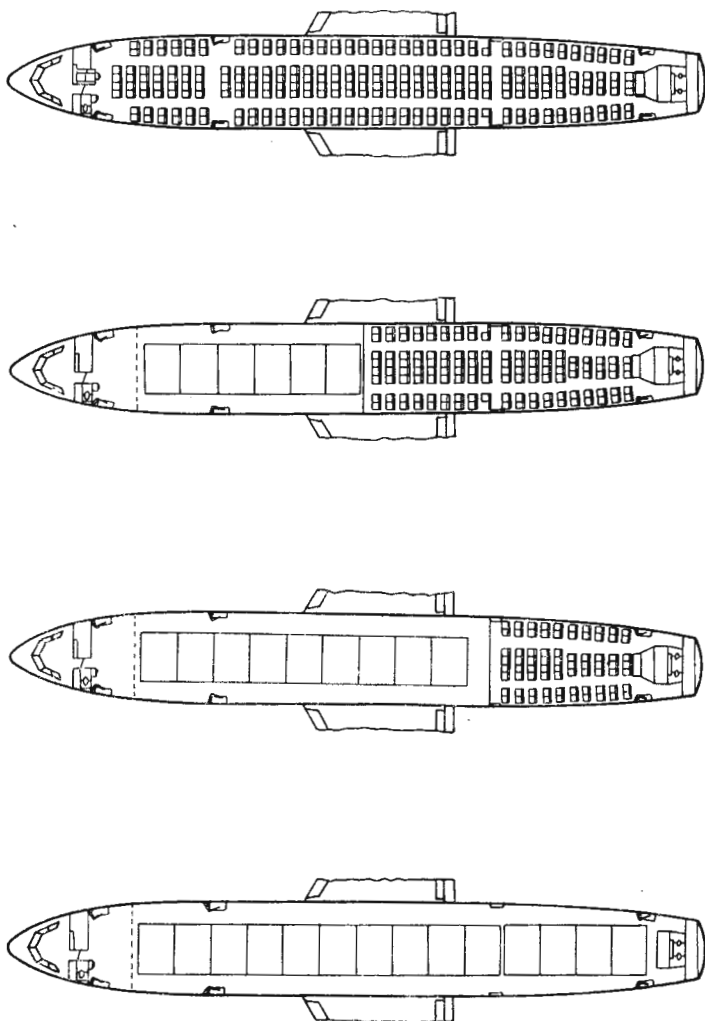
Rys. 3. Drzwi ładunkowe górnego pokładu



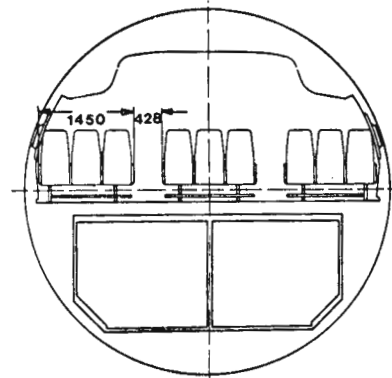
Rys. 4. System ryglowania drzwi ładunkowych



Rys. 5. System załadunku górnego pokładu: 1 — sieć awaryjna, 2 — podłoga kulkowa, 3 — prowadnica poprzeczna, 4 — napęd poprzeczny, 5 — napęd podłużny, 6 — prowadnica podłużna, 7 — przenośnik rolkowy, 8 — pojedynczy zamek palety, 9 — podwójny zamek palety



Rys. 6. Możliwość wykorzystania górnego pokładu



Rys. 7. Maksymalne zagęszczenie miejsc pasażerskich (9 w rzędzie)

pomocą widocznej czerwonej chorągiewki przy samych drzwiach. Mechanizm ryglowania drzwi pokazany jest na rys. 4. Po włączeniu naciśnięcia w kabinie, drzwi i mechanizm ryglowania są dociskane przez ciśnienie w kierunku zamykania, a nie otwierania.

Większa część górnej ładowni ma wysokość 2,22 m; w tylnej części zmniejsza się ona do 2 m. Przewidziano przewóz palet o szerokości 125 cali (3,18 m). Dopuszczalne obciążenie podłogi w przedniej części wynosi około 390 kg/m^2 , zaś w tylnej części — 340 kg/m^2 . W części środkowej, nad kesonem skrzydła przechodzącym przez kadłub, podłoga jest wzmocniona dla przewozu najcięższych kontenerów o masie ponad 6000 kg, co odpowiada dopuszczalnym naciskom 346 kg/m^2 .

System ładowania jest dość prosty (rys. 5). Naprzeciwko drzwi ładunkowych na całej szerokości kabiny znajduje się podłoga kulkowa, po której można przesuwając ładunki w dowolną stronę i obracać je w miejscu. Dalej w głąb kabiny do tyłu palety i kontenery toczą się po przenośnikach rolkowych napędzanych elektrycznie. Ręcznie trzeba blokować tylko zaczepy unieruchamiające. Cały układ przenośników, zaczepów i napędu mocowany jest w szybki sposób do typowych szyn normalnie mocujących fotele. Tapicerka kabiny i wyposażenie wnętrza przystosowane są do podwójnej, pasażersko-towarowej roli samolotu. Kabina załogi oddzielona jest od kabiny ładunkowej siecią awaryjną, która powinna wytrzymać obciążenie obłożonego ładunku w przypadku awaryjnego lądowania. Ze względu na transpor-

TABLICA

Masa [t]	A-300B4 standard	A-300B4-FC	
		przewóz towarów	przewóz pasażerów
Masa startowa	150 $\frac{1}{2}$	157,5	151,5
Masa do lądowania	133	133	133
Maks. masa bez paliwa	122	122	122 $\frac{1}{4}$
Masa własna	79,2	81,2	80,7
Masa własna operacyjna	88,2*	82	89,7**
Udźwig płatny	33,8	40	32,3

*) Obejmuje masę kontenerów i palet w ładowniach pod podłogą
 **) Dla 269 miejsc pasażerskich

tową rolę kabiny, zainstalowano w niej wykrywacz dymu. Przy towarowym wykorzystaniu kabina może pomieścić 14 palet mniejszych (88 × 125 cali, tj. 2,24 × 3,18 m) lub 12 palet większych (96 × 125 cali = 2,44 × 3,18 m). Umożliwia to załadowanie 186 m³ ładunku. Na rys. 6 pokazano różne możliwości wykorzystania wnętrza od wersji towarowej do pasażerskiej. Fotele pasażerskie mogą być ustawione rzędami po 6 w klasie I, po 7 lub 8 w klasie turystycznej i po 9 przy maksymalnym zagęszczeniu. To ostatnie ustawienie

pokazano na rys. 7. Samolot jest certyfikowany na przewóz nie więcej niż 345 pasażerów.

Konstrukcja elementów do ładowania ładowni dolnych jest analogiczna do wyposażenia ładowni górnej. Zarówno przednia, jak i tylna ładownia ma „matę kulkową” naprzeciwko drzwi bagażowych; dalej wzdłuż ładowni — przenośniki rolkowe. Obie ładownie mają wysokość 1,62 m. Za tylną ładownią znajduje się przedział towarów masowych (drobnicy) o pojemności 16 m³, przewidziany również do przewozu żywego ładunku. W związku z tym jest on wraz z tylną ładownią ogrzewany i klimatyzowany; przednia ładownia jest tylko podgrzewana (utrzymuje się temperaturę 2÷30°C). Łączna ładowność dolnych przestrzeni wynosi około 107 m³. Drzwi dolnych przedziałów towarowych mają wymiary:

- ładownia przednia: 2,44 × 1,71 m
- ładownia tylna: 1,81 × 1,71 m
- ładownia drobnicy: 0,95 × 1,13 m.

Opr. mgr inż. Z. Zaremba

Źródła: Airbus A-300B4-FC Freighter Conversion (prospekt)

Janes All The World Aircraft, 1977/1978.

NOWOŚCI TECHNICZNE

Program budowy samolotu myśliwskiego o dużej zwrotności – HIMAT

NASA i Rockwell International z udziałem USAF realizują program HIMAT — *Highly Manoeuvrable Aircraft Technology* — którego celem jest zbudowanie samolotu myśliwskiego o znacznie większej od obecnie osiągalnej zwrotności oraz rewolucyjnej konstrukcji i technologii, a także wypracowanie nowych metod badań samolotów o dużej zwrotności.

Projekty wstępne nowego samolotu opracowywały równocześnie trzy firmy: Grumman, McDonnell i Rockwell. NASA wybrała projekt firmy Rockwell i w październiku 1975 r. przyznała jej 11,8 mln dol. na zaprojektowanie i budowę w skali 1:2,27 dwóch zdalnie sterowanych modeli przyszłego samolotu air superiority o układzie kaczki. Pierwszy model opuścił halę montażową w marcu 1978 r., a w końcu 1978 r. miały rozpocząć się jego próby w locie.

Model HIMAT ma modułową budowę umożliwiającą wymianę zespołów, w celu przebadania różnych układów samolotu. Podstawowym zespołem jest kadłub, o trwałości 100 h, w którym zabudowany jest silnik i wszystkie główne podsystemy modelu. Będą do niego domontowywane jako wymienne moduły skrzydła główne i przednie, usterzenie, wlot silnika i dopalacz z dyszą wylotową. Mają być przebadane m.in. nadkrytyczne skrzydła, skrzydła o zmiennym wygięciu profilu, skrzydła przednie o zmiennym skosie, dysza wylotowa o zmiennym kierunku ciągu i system aktywnego komputerowego sterowania.

Skrzydła główne o dużym skosie i zerowym wzniosie mają na krawędzi spływu klapy z hamulcami i lotki, a na końcu skrzydełko NASA. Skrzydła przednie mają duży wznios i są zaopatrzone w ster wysokości. Półskorupowy kadłub jest ukształtowany według reguły pół. Usterzenie kierunku, podwójne, rozwarne, jest zamocowane na krótkich belkach, wystających z krawędzi spływu skrzydeł głównych. Trójgoleniowe podwozie z płozami zamiast kół jest chowane do tyłu, przy czym golenie i płozy główne tworzą płynne przejście z belkami ogonowymi. Napęd stanowi silnik General Electric J85-21 o ciągu 1560 daN bez dopalania i 2225 daN z dopalaniem. Wyposażenie składa się z kamery TV, wysokościomierza radarowego i czujnika kąta natarcia.

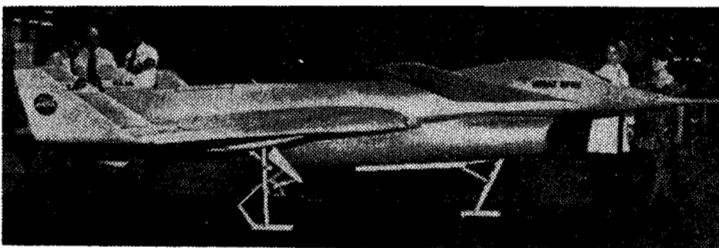
Prawie 30% masy struktury HIMATa przypada na tworzywa zbrojone — jest to największy z dotychczas spotykanych udziałów tworzyw zbrojonych w konstrukcji samolotów tej kategorii. Pokrycie skrzydeł głównych i przednich, usterzenia kierunku, kadłuba i wlotu silnika jest wykonane z tworzywa zbrojonego włóknem węglowym (stanowiącego 26% masy konstrukcji), krawędź natarcia zewnętrznej części skrzydeł głównych — z tworzywa zbrojonego włóknem szklanym (3% masy konstrukcji). Pozostałe elementy zostały wykonane z aluminium (26% masy), tytanu (18% masy), stali (9% masy), spieków wolframu (4% masy) i in. Zastosowano nowe metody kształtowania i łączenia elementów z tytanu — kształtowanie w

stanie superplastycznym oraz klejenie dyfuzyjne przy b. wysokich temperaturach i ciśnieniach.

Właściwość tworzyw zbrojonych polegająca na sztywności w określonym kierunku wykorzystano do uzyskania pewnych efektów aerodynamicznych. Zarówno skrzydła główne, jak i przednie mają tak ukierunkowane warstwy pokrycia, że obciążenie skrzydeł przy gwałtownych manewrach powoduje prawidłowe ustawienie się profilu względem strumienia powietrza, co zapobiega niepożądanemu skręceniu i wygięciu skrzydeł, a w wyniku — spadkowi siły nośnej i wzrostowi oporu.

Od 1975 r. NASA opracowuje systemy sterowania do HIMATa, przeprowadzając początkowo próby na wykonanym w skali 1:8 modelu samolotu F-15, a następnie na dwóch zmodyfikowanych naddźwiękowych latających ciałach BQM Firebee II.

Model HIMAT będzie wynoszony pod skrzydłem samolotu B-52 na wysokość 13 700 m, a w locie swobodnym będzie zdalnie sterowany z ziemi przez pilota — siedzącego w atropie kabiny naturalnej wielkości — za pomocą połączeń TV, telemetrii i radaru. W przypadku przerwania łączności nazimowej sterowanie przejmuje samolot towarzyszący TF-104G, a gdy ten jest zbyt daleko — samoczynny system pokładowy modelu wprowadza go w poziomy lot poddźwiękowy aż do chwili przejścia sterowania przez samolot lub ziemię. Model będzie wykonywał zakręty przy dużych przyspieszeniach i z dużymi prędkościami, m. in. 8 g $Ma=0,9$ na wysokości 7600 m i 6 g $Ma=1,2$ na wysokości 9150 m. Przed szybą symulatora pilot będzie oglądał obrazy przekazywane z modelu przez kamerę TV; za pomocą telemetrii będą przekazywane oprócz wyników pomiarów dane pilotażowe uwidaczniane na wskaźnikach symulatora.



Dane techniczne modelu: rozpiętość 4,76 m; długość całkowita 6,86 m; wysokość całkowita 1,31 m; masa własna 1270 kg; masa całkowita 1528 kg; obciążenie ciągu z dopalaniem 0,687 kg/daN; maksymalny współczynnik obciążenia 8 g; maksymalna prędkość pozioma w ciągu 3 min na wysokości 12 200 m $Ma=1,4$; prędkość przyziemienna 273 km/h.

W.K.

Metody elektroniczne w systemach sterowania silników turbinowych

Mgr inż. ZBIGNIEW WŁ. SIKORSKI

W artykule opisano starsze systemy elektroniczne zastosowania w silnikach Gnome P.1200 i H.1200, układ badany na silniku Avon 208 oraz układ o wyższym stopniu elektroniczności zastosowany w nowoczesnym silniku śmigłowym T700. Przedstawiono również układy elektroniczne Holley-Ultra Electronics opracowane do silników trakcyjnych i modułowy układ firmy Wood-Ward-Governor.

Literatura dotycząca zastosowań techniki elektronicznej w systemach sterowania silników turbinowych jest dość obszerna. Niektóre pozycje związane z tym tematem zestawione zostały na końcu niniejszego opracowania. Jednak informacje techniczne zawarte w dostępnej literaturze są ograniczone i są bardzo ogólne, mają charakter informacyjno-sygnalizacyjnych komunikatów o rodzaju podjętych, prowadzonych lub zakończonych prac, stanowią analizę założeń i uzyskanych wyników badań oraz wstępnej eksploatacji, rozważania korzyści technicznych i ekonomicznych, zawierają porównania zalet i wad przyjętych metod i rozwiązań, możliwości ich zastosowania, perspektywy rozwojowe itd. Znaleźć w nich można ogólne uwagi metodyczne, omówienia koncepcyjno-systemowe, rozwiązania ideowo-funkcjonalne w postaci schematów blokowych, rysunków poglądowych lub fotografii. Dość szczegółowo traktowane bywają niektóre wycinki problemowe. Spotkać więc można takie informacje, jakie w tego rodzaju publikacjach są możliwe. Nie ma tam i być nie może kompletnych danych szczegółowych i ujęć całościowych, które zawarte są w dokumentacji technicznej systemów i urządzeń. Niewątpliwie korzystanie z takiej literatury może dostarczyć wielu wiadomości metodyczno-technicznych doświadczonym specjalistom z firm posiadających dorobek własny z omawianej dziedziny.

W niniejszym opracowaniu zasygnalizowane zostały skrótoowo tylko niektóre wybrane pozycje. Dobrano je pod kątem zwrócenia uwagi na typowe i metodycznie reprezentatywne przykłady zastosowania elektroniki w systemach sterowania silników turbinowych. Z tego też względu w opracowaniu tym nie analizuje się w zasadzie systemów regulacji jako takich, omówione są natomiast pokrótce wyłącznie zasadnicze aspekty zastosowań elektroniki. Jedynie w 3 rozdziale podano i omówiono nieco szerzej, chociaż również nie w pełni, prosty system regulacji w całości.

Integralnym uzupełnieniem tego opracowania jest dość obszerny wykaz literatury związanej z omawianym problemem. Omawianie większej liczby publikacji, podobnie jak szersza analiza poszczególnych pozycji literatury, miałyby się z celem, zwłaszcza że szczególnie streszczenie dość licznej grupy pozycji literaturowych oraz ich analiza w różnych aspektach przeprowadzone zostały w pracach [36] i [44].

Uwagi ogólne

Z przeglądu literatury technicznej traktującej o problemie sterowania silników turbinowych można wywnioskować, że zaczęto korzystać z metod i techniki elektronicznej w tej dziedzinie w początkach lat pięćdziesiątych, a pełne użytkowe korzyści wynikające z tych zastosowań uzyskano już pod koniec lat pięćdziesiątych [12, 39]. Wiązało się to prawdopodobnie z opracowaniem i wprowadzeniem do produkcji w tym okresie nowych technologii półprzewodników krzemowych, stosowanych w technice tranzystorowej oraz nowych materiałów, używanych do wytwarzania elementów biernych, umożliwiających w efekcie konstruowanie urządzeń elektronicznych o dostatecznej niezawodności pracy w ciężkich warunkach klimatycznych i odpornościowo-wytrzymałościowych, a jednocześnie dostatecznie miniaturowych i lekkich.

W okresie tym opracowano urządzenia elektroniczne wykorzystywane w tzw. hybrydowych (mieszanych) systemach sterowania silników, tzn. w rozwiązaniach zawierających zarówno nowe człony elektroniczne, jak i tradycyjne czło-

ny hydrauliczne, pneumatyczne, mechaniczne i bardziej konwencjonalne elektryczne. W tym rozumieniu układy hybrydowe stosowane są do chwili obecnej, przy czym układy elektroniczne przejmują sukcesywnie coraz więcej funkcji systemu regulacji. Nawet „silnie zelektronizowane” systemy regulacji silników turbinowych [6] zawierają dużą liczbę funkcjonalnych członów tradycyjnych. Człony elektroniczne stanowią tylko część systemu sterowania i ściśle współpracują z jego klasycznymi częściami. Ich rola zawiera się w przetwarzaniu, obróbce i logicznym „przeliczaniu” sygnałów niosących informacje o idei regulacji i procesie jej przebiegu. Energetyka systemu regulacji zawarta jest zasadniczo w torach i sygnałach hydraulicznych, pneumatycznych i mechanicznych, zaś sygnały elektryczne wypracowane w torach elektronicznych prowadzą jedynie do „modulacji” tamtych sygnałów.

Jako pierwsze znalazły zastosowanie w układach regulacji silników turbinowych metody i urządzenia elektroniczne o działaniu analogowym. Dopiero ok. 10 lat później (koniec lat sześćdziesiątych) rozpoczęto prace eksperymentalne mające na celu wykorzystanie elektronicznych metod i układów cyfrowych, przy czym pierwsze prace doświadczalne nad realizacją rozwiązań technicznych prowadzono tylko w warunkach hamownianych z użyciem stacjonarnych typowych maszyn cyfrowych.

Wraz z rozwojem technologii i postępu w produkcji podzespołów elektronicznych możliwe stało się m.in. zastąpienie aktywnych elementów dyskretnych nowoczesnymi elementami scalonymi, a zwłaszcza elementami o integracji monolitycznej i w konsekwencji zbudowanie cyfrowych komputerów pokładowych, które były w stanie sprostać lotniczym wymaganiom niezawodności, szybkości działania, miniaturowości i masy oraz trudnym roboczym warunkom klimatyczno-mechanicznym, a także wymaganiom uzasadnienia ekonomicznego. Decydujący postęp w tej dziedzinie przyniosły układy scalone trzeciej generacji o dużej skali integracji. Współcześnie główny postęp zawiera się we wprowadzeniu mikroprocesorów do pokładowych komputerów. Analizy zalet i wad oraz porównania techniczne zastosowanych metod elektroniki analogowej i cyfrowej w systemach sterowania silników turbinowych przeprowadzone zostały m.in. w pracach [26, 36, 37, 44] i nie będą tu powtarzane. Spotkać można również analizy kosztów ekonomicznych związanych z zastosowaniem obu technik elektronicznych [14, 36].

Aktualnie można mówić o jednoczesnych zastosowaniach urządzeń elektronicznych analogowych i cyfrowych, a także o systemach hybrydowych, rozumianych tym razem jako skojarzenie elektroniki analogowej i cyfrowej — niezależnie od ich związków ze zmodernizowaną techniką hydro-mechaniczną.

System regulacji silnika śmigłowego

Jednym z głównych zadań systemu regulacji lotniczego turbinowego silnika śmigłowego, stawianych mu podczas normalnego lotu, tzn. w czasie ustalonych warunków pracy silnika, jest utrzymywanie stałej prędkości obrotowej wytworknicy gazu. Przykładem może być pokazany na rysunku system regulacji silnika dwuwałowego typu Gnome P.1200 firmy de Havilland Engine Company — Ltd., przejętej później przez firmę Bristol Siddeley Engines. Pokazano na nim w uproszczeniu schemat blokowo-funkcjonalny systemu regulacji [12] z częścią elektroniczną przedstawioną w postaci „czarnej skrzynki” spełniającej rolę komputera. Na tym bowiem przykładzie wykazane jest miejsce części elektronicznej w systemie regulacji oraz jej rola i zadania funkcjonalne, a także powiązanie i współdziałanie z innymi członami systemu.

Jest to klasyczny system regulacji z lat pięćdziesiątych, którego układ paliwowy jest zasadniczo hydromechaniczny z elektryczną modulacją wywołowaną sygnałami prędkości obrotowej i temperatur (otoczenia oraz między turbina-

mi). Aby zapewnić łatwą regulację w pełnym zakresie prędkości i wyeliminować możliwość niestatecznej pracy łopatków wieńców kierowniczych sprężarki czterech stopni są przestawialne. Przystawiane są one automatycznie przez system regulacji. Układ paliwowy zawiera tłokową pompę paliwową o zmiennej pojemności skokowej. Ilość paliwa doprowadzanego do silnika uwarunkowana jest położeniem zaworu regulacyjnego przepustnicy, który nastawiany jest silnikiem elektrycznym sterowanym z wyjścia komputera elektronicznego. Pojemność pompy (skok tłoków) regulowana jest dodatkowo hydraulicznie sygnałem P_{c1} ciśnienia całkowitego na wlocie silnika, co ma na celu uzyskanie wymaganego spadku ciśnienia na zaworze przepustnicy. Ten spadek ciśnienia dławiącego zmieniany jest samoczynnie tak, że niezależnie od ciśnienia powietrza na wlocie silnika, dla każdego położenia zaworu przepustnicy zmiany natężenia przepływu paliwa zapewniają utrzymanie stałej prędkości obrotowej wytwornicy gazu.

Do części elektronicznej systemu regulacji dostarczany jest sygnał n prędkości obrotowej wytwornicy gazu, sygnał T_{c1} temperatury powietrza wlotowego i sygnał T_{c4} temperatury między turbinami. Oprócz sygnałów pomiarowych do elektronicznego przelicznika dostarczane są sygnały wymaganego położenia zaworu dławiącego przepustnicy, które zadawane są ręcznie z kabiny pilota dźwignią selektora prędkości obrotowej (dźwignią położenia przepustnicy) jako sygnały żądanego odniesienia. Ponadto część elektroniczna pobiera sygnały sprzężenia zwrotnego o aktualnym położeniu zaworu przepustnicy. Komputer mierzy błąd między aktualnym położeniem zaworu przepustnicy a położeniem żądanym (nastawionym), obrabia i wzmacnia sygnał błędu oraz przekazuje go do silnika regulacji zaworu przepustnicy. Komputer nadaje więc wytwornicy taką prędkość obrotu, przy której sygnał błędu jest praktycznie równy zeru, czyli takie natężenie przepływu paliwa przez zawór przepustnicy, jakie wynika z nastawienia ręcznego i z pomiaru prędkości obrotowej.

Sygnały T_{c1} i T_{c4} wykorzystywane są w postaci stosunku T_{c4}/T_{c1} w funkcji $n/\sqrt{T_{c1}}$ do sterowania procesem przyspieszenia.

System nie zawiera elektronicznych ograniczników ekstremalnych wartości parametrów pracy silnika. Rozwiązano to metodami hydraulicznymi i mechanicznymi. Przykładowo, maksymalna prędkość obrotowa wytwornicy gazu kontrolowana jest przez regulator hydromechaniczny wbudowany do pompy paliwowej. Regulator ten zmienia pojemność skokową pompy. Podobnie jest z innymi zabezpieczeniami.

W torach pomiaru szybkozmiennych temperatur użyto termopar jako czujników. Cały komputer elektroniczny działa na zasadzie analogowej. Zasilany jest pokładowym napięciem stałym 24 V. W członach komputera wykorzystano wzmacniacze magnetyczne, układy są częściowo strasztorowane (zasilanie). Jest to dość stara technika elektroniczna (z końca lat pięćdziesiątych) w typowym układzie hybrydowym w klasycznym znaczeniu.

System sterowania silnika odrzutowego

Innym przykładem wczesnych zastosowań elektroniki w systemie sterowania turbinowego silnika odrzutowego jest układ oparty na metodzie analogowej, opracowany przez firmę Smith and Sons [39]. Realizuje on w pełnym zakresie regulację prędkości obrotowej oraz ograniczenie temperatury za turbiną podczas rozruchu. Przewidziany był głównie do współpracy z jednowałowym silnikiem odrzutowym Avon 208 firmy Rolls-Royce. W systemie regulacji sygnały elektryczne wykorzystywane do sterowania wydatkiem pompy paliwowej wytwarzane są w torach regulacji prędkości obrotowej i ograniczenia temperatury za turbiną.

W ustalonych warunkach pracy w układzie elektrycznym dokonuje się pomiaru prędkości obrotowej, a sygnał wynikowy porównuje się z wartością sygnału odniesienia — zadawaną dźwignią zaworu dławiącego. Sygnał błędu, przez układy obróbki, przekształcany jest na sygnał mocy sterujący elementem wykonawczym zmiany wydatku pompy.

W czasie rozruchu i przyspieszenia sterowanie wydatkiem pompy przejmują układy ograniczenia temperatury za turbiną. Układy ogranicznika temperatury obejmują dwa tory: tor pomiaru temperatury za turbiną oraz tor pomiaru temperatury na wlocie do sprężarki. Istnieją również inne układy pomocnicze. Czujnikami szybkozmiennych temperatur w obu torach pomiarowych są termopary. W obu torach zastosowano również elektryczną kompensację opóźnienia (bezwładności termoelementów).

W dalszych członach elektronicznych wynik pomiaru temperatury za turbiną dzielony jest przez wynik pomiaru temperatury na wlocie do sprężarki, a następnie porównywany jest z wartością zadaną — dopuszczalną dla całego zakresu pracy silnika. Wartość sygnału ograniczenia wytwarzana jest w przetworniku jako funkcja stosunku prędkości obrotowej do pierwiastka kwadratowego z temperatury powietrza na wlocie sprężarki, tj. jako funkcja obrotów zredukowanych spowodowanej prędkości obrotowej. Uzyskany sygnał błędu po dalszej obróbce wykorzystywany jest pośrednio do sterowania układem wykonawczym zmiany wydatku pompy paliwowej.

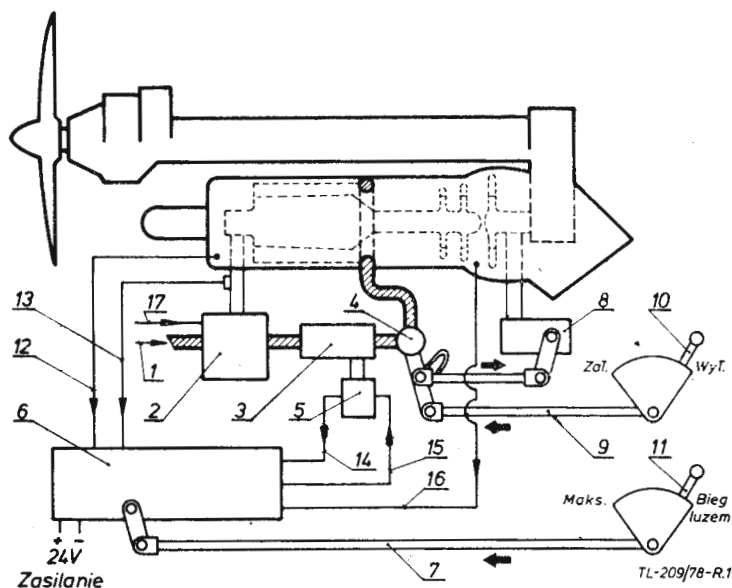
Cały system elektroniczny podzielony jest na wiele modułów funkcjonalnych. W pracy [39] podano schemat blokowo-funkcjonalny systemu sterowania i wyniki prób z silnikiem Avon 208.

Systemy regulacji silników śmigłowych

Turbinowe silniki śmigłowe budowane są w większości w układzie dwuwałowym, tj. z oddzielną turbiną napędową. Pozwala to na niezależną zmianę prędkości obrotowej wytwornicy gazu oraz oddzielnej turbiny napędowej. Wiąże się z tym lepsze osiągi i zalety eksploatacyjne [24]. Utrzymywanie podczas lotu stałej prędkości obrotowej wirnika nośnego jest głównym wymaganiem stawianym układom sterowania silników turbinowych pracujących na śmigłowcach. Pociąga to za sobą pewną rozbudowę części elektronicznej systemu regulacji silnika.

Przykładem może być system regulacji [24] silnika Gnome H.1200 budowanego na licencji General Electric T58 przez firmę Bristol Siddeley (później przejętą przez firmę Rolls-Royce). Jest to wersja silnika śmigłowego wspomnianego w rozdziale trzecim. Istotną zmianą w elektronicznym systemie regulacji w stosunku do opisanego w rozdziale trzecim polegała na dodatkowym kontrolowaniu i uwzględnianiu prędkości obrotowej turbiny napędowej. Parametrami mierzonymi w sposób ciągły przez komputer elektroniczny są więc: prędkość obrotowa turbiny napędowej, prędkość obrotowa wytwornicy, temperatura powietrza na wlocie sprężarki i temperatura gazów między turbinami. Wynik pomiaru prędkości obrotowej turbiny napędowej służy w elektronicznym przeliczniku do regulacji natężenia przepływu paliwa (tj. prędkości obrotowej wytwornicy) w celu utrzymania żądanej prędkości obrotowej wirnika nośnego.

Oprócz hydromechanicznego ogranicznika prędkości obrotowej wytwornicy (umieszczonego w pompie) oraz mechanicznego ogranicznika awaryjnego prędkości obrotowej turbiny napędowej (odcinającego dopływ paliwa w przypadku przekroczenia górnej granicy), system ten zawiera dodatkowo hydrauliczny dynamometr, który kontroluje moment obrotowy przekładni głównej wirnika nośnego i w chwili osiągnięcia wartości maksymalnej wysyła sygnał



System regulacji silnika dwuwałowego typ Gnome P.1200: 1 — dopływ paliwa, 2 — pompa paliwowa, 3 — przepustnica, 4 — zawór odcinający, 5 — silnik, 6 — komputer, 7 — ręczne nastawianie położenia przepustnicy, 8 — ogranicznik awaryjny, 9 — ręczne nastawianie położenia zaworu odcinającego, 10 — dźwignia zaworu odcinającego, 11 — dźwignia selektora prędkości obrotowej, 12 — sygnał T_{c1} , 13 — sygnał n , 14 — sygnał zwrotny, 15 — sygnał regulacyjny, 16 — sygnał T_{c4} , 17 — sygnał P_{c1}

mocy do silnika sterującego zawór regulacyjny przepustnicy.

Jest to typowy system hybrydowy o analogowej elektronicznej współdziałającej z członami hydromechanicznymi.

Jeden z najnowszych systemów sterowania silnika turbinowego omówiony jest w pracy [6]. Jest to opracowany w latach siedemdziesiątych system hybrydowy dla silnika General Electric T700 przeznaczonego do napędu śmigłowców dwusilnikowych.

System jako całość umożliwia dozowanie paliwa, sterowanie geometrią sprężarki (przestawianie łopatek kierowniczych), zmiany mocy turbiny napędowej, sterowanie i ograniczenie prędkości obrotowej turbiny napędowej, ograniczenie temperatury między turbinami, synchronizowanie momentu obrotowego obu silników (rozdział obciążeń).

System ten stanowi ściśle połączenie funkcjonalne współdziałających ze sobą członów hydromechanicznych i analogowych elektronicznych. Człon hydromechaniczny umożliwia sterowanie geometrią sprężarki i regulacją jej prędkości obrotowej oraz zabezpieczając przed niestępczną pracą i zerwaniem płomienia w komorze spalania w warunkach przejściowych. Człon elektroniczny koryguje pracę członów hydromechanicznych — głównie w torach regulacji prędkości obrotowej sprężarki — umożliwiają stabilizację i ograniczenie prędkości obrotowej turbiny napędowej, rozdział obciążeń między dwoma silnikami, ograniczenie temperatury między turbinami, a ponadto wykonują funkcje pomiarowo-kontrolne i sygnalizacyjno-rejestrujące.

W pracy [6] przytoczone są m.in. schematy blokowo-koncepcyjne całego systemu paliwowego i systemu sterowania, schematy blokowo-funkcjonalne układu hydromechanicznego oraz układu elektronicznego.

Człon elektroniczny wykonane są w większości na elementach scalonych. Następuje tu m.in. pomiar rzeczywistej prędkości obrotowej turbiny napędowej i porównanie jej wartości chwilowej z wartością zadaną (nastawianą z kabiny pilota). Sygnał uchybu prędkości obrotowej stanowi wypracowany sygnał sterowania (ograniczenia). Regulacja prędkości obrotowej następuje izochronicznie w obu silnikach przy automatycznym ograniczeniu temperatury między turbinami. Mierzy się tu także momenty obrotowe obu silników i wyniki pomiaru porównuje ze sobą, a sygnał błędu (nierównomierności biegu) zawiera informację do korekty rozdziału obciążeń na zasadzie „synchronizacji wg. maksimum”.

Ogranicznik temperatury między turbinami współpracuje z zespołem termopar. Wysyła on m.in. sygnał do wskaźnika tej temperatury w kabine pilota. Istnieje możliwość wskazań wyników pomiaru oddzielnych termopar dla kontrolnego określenia pola temperatur. W celu ograniczenia temperatury zmierzoną wartość tej temperatury porównuje się z wartością nastawianą jako dopuszczalną. Tylko przekroczenie wartości granicznej powoduje wytworzenie sygnału błędu, który podawany jest do selektora wartości sygnałów. Selektor ten programowany jest w funkcji trzech parametrów: sygnału temperatury, sygnału prędkości obrotowej wytwornicy i sygnału synchronizacji obciążeń. Na tej podstawie wypracowywany jest sygnał regulacji prędkości obrotowej wytwornicy. Sygnał ten, jako sygnał korekcyjny, przekazywany jest do układu hydromechanicznego (do serwowatora jako członu wykonawczego).

W pracy [6] opisano dość szczegółowo zasadę pracy momentomierza, inne układy elektroniczne omówione są ogólnikowo.

Systemy sterowania silników trakcyjnych

Pewne interesujące informacje o metodyce ograniczania prędkości obrotowej i temperatury, a także o całym systemie sterowania elektronicznego, można znaleźć w materiałach dotyczących hybrydowych systemów regulacji silników trakcyjnych małej mocy. Systemy takie opracowane zostały przez amerykańskie firmy o wieloletnim doświadczeniu Woodward Governor Company [22, 36] oraz Holley przy współpracy z firmą angielską Ultra Electronics Ltd. [36] o przeszło ćwierćwiekowych tradycjach w konstrukcji pokładowej elektroniki lotniczej. Są to systemy bardzo zbliżone do siebie pod względem metodycznym i ideowo-funkcjonalnym.

System sterowania opracowany przez firmy Ultra Electronics i Holley zawiera człony hydromechaniczne (firmy Holley) i człony elektroniczne o działaniu analogowym (firmy Ultra Electronics). Sterowanie realizowane jest w wyniku wykonawczego oddziaływania na zawór odmierzający natężenie przepływu paliwa oraz na kąt ustawienia łopatek kierowniczą turbiny napędowej.

W pracy [36] przytoczono blokowy schemat koncepcji analogowego komputera regulacyjnego firmy Ultra Electronics. Oprócz regulacji prędkości obrotowej sprężarki (wytwornicy) i programowania opóźnieniami, umożliwia on m.in. ograniczenie prędkości obrotowej turbiny napędowej oraz ograniczenie temperatury przed turbiną. Ogranicznik temperatury przed turbiną programowany jest w funkcji prędkości obrotowej sprężarki oraz temperatury na wlocie do sprężarki (tj. w funkcji sprowadzonej prędkości obrotowej).

W pracy [36] podana jest również, w formie schematu blokowego, ideowo-funkcjonalna koncepcja ogranicznika temperatury. Współpracuje on z torami pomiaru prędkości obrotowej sprężarki, temperatury przed turbiną oraz temperatury na wlocie sprężarki, a także z członami zadającymi wymagane i dopuszczalne wartości temperatur odniesienia. Zawiera on m.in. układy formowania sygnału sprowadzonej prędkości obrotowej, pracujące na zasadzie dzielenia sygnału pomiarowego prędkości obrotowej przez sygnał proporcjonalny do pierwiastka kwadratowego z temperatury na wlocie sprężarki, a także człony porównania obrabianych sygnałów pomiarowych z sygnałami odniesienia oraz selektor poziomu sygnałów. Pomiar temperatury przed turbiną wyposażony jest w obwody kompensacji opóźnienia (bezwładności termopar) współpracujące z przetwornikiem prędkości obrotowej sprężarki na sygnał napięciowy.

W układzie ogranicznika prędkości obrotowej turbiny napędowej tor pomiarowy zawiera oprócz czujnika również człon przetwarzania częstotliwości na napięcie. Sygnał pomiarowy porównywany jest z zadanymi sygnałami odniesienia i z sygnałami maksymalnej dopuszczalnej prędkości obrotowej. Wypracowany sygnał błędu, wspólnie z sygnałem ograniczenia temperatury, oddziałuje przez dalsze układy funkcjonalne na łopatki kierownicze turbiny (m.in. przez wspólny układ opóźniający i wzmacniacz mocy) oraz na zawór natężenia przepływu paliwa (m.in. przez selektory najniższego i najwyższego poziomu sygnału oraz przez wzmacniacz mocy).

Układ ideowo-koncepcyjny systemu sterowania opracowanego przez firmę Woodward Governor jest bardzo zbliżony do wspomnianego wyżej. W pracach [22] i [36] podane są blokowo schematy ideowo-funkcjonalne takiego systemu sterowania dla ustalonych warunków pracy oraz dla procesu przyspieszania.

Interesującym przykładem modułowego systemu sterowania o wysokim stopniu elektronizacji jest hybrydowy system analogowy opracowany w latach sześćdziesiątych przez firmę Woodward Governor Company.

System ten złożony jest z wielu bloków funkcjonalnych (zarówno elektronicznych, jak i nieelektronicznych), z których składać można w zasadzie różne wersje systemowe. Jedną z ciekawszych jest wersja przedstawiona w pracach [1] i [36], przeznaczona do sterowania silników turbinowych z oddzielną turbiną napędową. W opracowaniach tych podany jest blokowo schemat koncepcyjny sterowania dwóch silników turbinowych pracujących na jedno wspólne obciążenie. Każdy z silników ma własny kompletny układ sterowania, przy czym dla zapewnienia poprawności pracy zespołu obu silników wprowadzone zostały sprzężone urządzenia synchronizujące z oddzielnymi czujnikami ciśnienia za sprężarką poszczególnych silników.

Jest rzeczą interesującą, że system ten zawiera, oprócz pełnozakresowego regulatora prędkości obrotowej sprężarki, jeszcze cztery ograniczniki parametrów roboczych i procesów przejściowych silnika, a mianowicie: ogranicznik prędkości obrotowej turbiny napędowej, ogranicznik temperatury przed turbiną sprężarki, ogranicznik przyspieszenia i ogranicznik opóźnienia.

Ogranicznik temperatury przed turbiną programowany jest w funkcji temperatury na wlocie sprężarki i w funkcji prędkości obrotowej sprężarki. Ten ogranicznik oraz ogranicznik prędkości obrotowej turbiny napędowej rozwiązane są podobnie jak odpowiadające im ograniczniki w systemach regulacji tej samej firmy [22, 36] oraz firm Ultra Electronics Ltd. i Holley [36].

Ogranicznik przyspieszenia rozwiązany jest w sposób bardzo prosty. Opiera się na układzie komparatora, który porównuje chwilowy sygnał sterujący natężeniem przepływu paliwa z zadanym sygnałem odniesienia (odpowiadającym górnej granicznej wartości przyspieszenia). Chwilowy sygnał sterujący komparator (sygnał porównywany) wypracowywany jest przez uzależniony wieloparametrowo selektor wartości sygnałów, który także jest typowym członem funkcjonalnym (blokiem) dla systemów sterowania. Sygnał przekroczenia wartości maksymalnej, jako sygnał błędu z wyjścia komparatora, steruje siłownikiem elektro-

- werplants. *The Aeronautical Journal*, nr 695/1968, t. 72, str. 989-999.
31. Lucas electronic control for aeroengines. *Raport* nr B47662, May 1975.
 32. F. J. MC CRORY: A gas turbine engine health indicator for helicopter operations. *Journal Amer. Helicopter Soc.*, nr 1/1971, str. 11-15.
 33. J. MEJZER: Paliwowy system letadla Trident. *Letecky Obzor*, nr 9/1965, str. 234-237.
 34. J. MIERZEJEWSKI, Z. GOLENIIEWSKI, T. GÓRSKI: Opis techniczny wykonanego modelu uniwersalnego układu elektronicznego na elementach scalonych do sterowania układem serwoelektrohydraulicznego i z silnikiem prądu stałego. *Opr. wewn. CBKO-Pruszków*, nr TAO/95/1973.
 35. H. I. MOSES: Electronic engine condition analysis system. *A.S.E. Prepr.*, nr 710448 oraz *Expr. Inf. - Wozdusznyj Transport*, nr 20/1972.
 36. W. PAWLAK: Wstępna analiza zagadnienia elektronicznych układów sterowania. *Opr. wewn. ILot.*, 1972.
 37. W. C. PECK: Microelectronics in fuel controls. *SAE*, vol. 9/1965.
 38. Z. PIETRUSIŃSKI: Interelektran, modułowo-aparaturowy podsystem automatyki elektrycznej analogowej. *Opr. wewn. PIAP*, nr 1689/1973.
 39. D. A. RUSH: Electrical control of gas turbine. *Flight International*, nr 6/1962.
 40. A. SADLER, S. TWESDY, P. I. COLBURN: The electronic control of gas turbine engines. *I.R.A.E.S.*, vol. 69, nr 655/1965.
 41. P. H. SCHWEITZER: Adaptative Regulung von Kraftmaschinen. *Motor Technische Zeitschrift*, nr 5/1968, str. 204-208.
 42. R. K. SHARMA, A. K. JAIN: Digital temperature indicator incorporates automatic controller. *Electronic Engineering*, nr 5/1971, str. 43-44.
 43. B. D. STANTON: 5 Hybrid circuits for process control. *Control Engineering*, nr 4/1967.
 44. W. STĘPNIIEWSKI i zespół: Analiza informacyjna literatury naukowo-technicznej i patentowej oraz wstępna prognoza rozwoju w dziedzinie układów zasilania i sterowania lotniczych silników turbinowych. *Opr. wewn. Poltt. Warsz.* nr 107-NB/71, 1972.
 45. S. SZCZECIŃSKI: Układy automatycznej regulacji silników turbinowych. *Wojskowy Przegląd Lotniczy*, nr 4/1966, str. 33-42.
 46. K. A. TEUMER: Progress with electric governors. *Diesel and Gas Turbine Progress*, nr 9/1971.
 47. B. WADMAN: Progress with gas turbine fuel controls. *Diesel and Gas Turbine Progress*, nr 9/1971, str. 64-66.
 48. A. H. WHITE, D. F. WILLS: Advanced control program for army gas turbine engines. *Pap. ASME*, nr GT-64/1973.

Problemy ekonomicznej eksploatacji samolotów sportowych¹⁾

Dr inż. BENEDYKT BOLIŃSKI

Przedstawiono przykładowo niektóre problemy eksploatacji samolotów sportowych pokazując specyfikę ich użytkowania w aeroklubach oraz znaczenie rozwiązań konstrukcyjnych pozwalających na ekonomiczną obsługę i eksploatację.

Na świecie produkowanych jest wiele różnorodnych samolotów lekkich. Wyróżniają się one często wysokimi osiąganymi uzyskanymi przez nowe rozwiązania układu konstrukcyjnego i technologię oraz szczególnie wysoką sprawność aerodynamiczną.

Zespoły napędowe używane do nich zasadniczo są domeną kilku renomowanych firm światowych. W tej dziedzinie nie stwierdza się żadnych różnicowań bądź odmiennych poszukiwań, a jedynie minimalne adaptacje rozszerzające zakres zastosowań. Również wyposażenie pilotażowe, radiowo-nawigacyjne i osprzęt stanowią standardowe układy produkowane przez wyspecjalizowane zakłady. Samoloty lekkie, między innymi dla celów sportowych, w wielu krajach budowane są w oparciu o standardowe zespoły a eksploatowane przez różne organizacje i użytkowników indywidualnych. Problem przeglądów specjalistycznych i napraw sprowadzony jest do wyspecjalizowanych stacji obsługi lub odpowiedniego serwisu fabrycznego.

Odmianą, choć pozornie podobną, sytuację mamy w naszym kraju. Istotą zasadniczych różnic jest:

- centralne planowanie produkcji sprzętu,
- centralny przydział kredytów dla Aeroklubu Polskiej Rzeczypospolitej Ludowej na zakup sprzętu lotniczego,
- określone zadania dla całokształtu sportu lotniczego, którego celem jest m.in. wstępne przygotowanie pilotów przez kompleksowy system szkolenia do pracy w różnych rodzajach lotnictwa.

Wymienione różnice stanowiące wielką zaletę możliwości organizacyjnych naszego lotnictwa sportowego, wymagają odpowiednio przystosowanego sprzętu z uwzględnieniem wszystkich czynników wynikających z potrzeb szkolenia i eksploatacji. Przedmiotem przeprowadzonych rozważań będzie przede wszystkim samolot, który w systemie szkolenia spełnia ważną rolę.

Aktualna sytuacja i tendencje rozwojowe samolotowego sprzętu lotnictwa sportowego

Samolotowe lotnictwo sportowe, stanowiące dziś „szkołę podstawową pilotów”, kierowane jest przez APRL, nadzorowane przez Centralny Zarząd Lotnictwa Cywilnego Ministerstwa Komunikacji a realizowane w aeroklubach regionalnych. APRL jest organizacją społeczną wyższej użyteczności, dotowaną przez skarb państwa a uzupełnienie

budżetu stanowią płatne usługi wykonywane przez aerokluby regionalne dla różnych przedsiębiorstw. Zadania szkoleniowe realizowane są w większości w godzinach wolnych od pracy lub w czasie ferii i urlopów. Aktualna sytuacja jest taka, że czas osiągnięcia określonego nalotu (a tym samym odpowiednich kwalifikacji w postaci uprawnień) znacznie się wydłuża. Bezpośrednią przyczyną takiego stanu jest:

- brak odpowiedniego standardowego sprzętu,
- ograniczenie limitu godzin przez przyznawanie poszczególnym aeroklubom rezerwu samolotowego, nie zawsze z pełnym pokryciem kosztów na potrzeby bieżącej eksploatacji.

Między wymienionymi podstawowymi czynnikami mającymi istotny wpływ na przebieg i wyniki szkolenia występuje ścisły związek w postaci swoistego sprzężenia zwrotnego, w którym czynnikiem wywołującym taki stan jest sprzęt. Sytuacja na tym odcinku jest daleka od stanu zadowalającego. Używa się nadal samolotów wyłącznie o dość dużej mocy silnika 147,2-184 kW (200-250 KM), z niezbyt dużą trwałością, zarówno dla potrzeb szkoleniowych jak i usługowych, a zatem nieekonomicznych. Mała liczba samolotów pogłębia ten proces, często wskutek doraźnego użytkowania takiego samolotu jakim się dysponuje, co również w sposób znaczny podwyższa koszty eksploatacji²⁾.

W celu zmniejszenia skutków niedoboru samolotów w latach 1975-76 w APRL przyjęto zasadę konieczności równomiernego nalotu dla poszczególnych samolotów w ciągu całego roku kalendarzowego. Dodatkowym uzasadnieniem tej tezy były założenia ekonomicznego wykorzystania całej infrastruktury, jak również podniesienie poziomu szkolonych pilotów z racji szkolenia w każdych warunkach meteorologicznych. Na rys. 1 przedstawiono zależność procentowego nalotu w ciągu całego roku w latach 1976 i 1977. Na rys. 2 przedstawiono zależność dysponowanego czasu w ciągu doby dla lotów dziennych z widocznością ziemi (VVR) podczas roku kalendarzowego. Tu należy podkreślić, że większość lotów szkolno-treningowych odbywa się z widocznością ziemi.

Zależność przedstawiona na rys. 1 i 2 oraz przytoczona ogólna charakterystyka stanu sprzętu i sposobu jego użytkowania pozwalają sformułować następujące wnioski:

- aerokluby, ze względu na możliwości techniczne i rodzaj wykonywanych zadań, stanowią „sezonowe lotnictwo”, co nie oznacza, że okres o mniejszym natężeniu lotów jest „sezonem martwym”,
- wprowadzenie systemu równomiernego rozkładu nalotu w ciągu całego roku kalendarzowego jest nieuzasadnione ze względów ekonomicznych, a przy obecnie istniejącym sprzęcie i zabezpieczeniu technicznym lotnisk prawie

¹⁾ Niniejszy artykuł jest referatem na konferencję SITKom, która miała odbyć się w październiku ub.r.

²⁾ Przykładem charakterystycznym może być raport zamieszczony w *Skrzydlatej Polsce* z dn. 26.08.1978 r. pt. „Pomorski Rajd z przegodami”

nierozdzielne (miękkie lotniska, śnieg, zwiększone koszty obsługi itp.),

— stosowanie dla celów szkolno-treningowych samolotów z silnikami małej mocy 66,24÷88,32 kW (90÷120 KM) prowadzi do poważnych korzyści ekonomicznych (znacznie niższe zużycie paliwa),

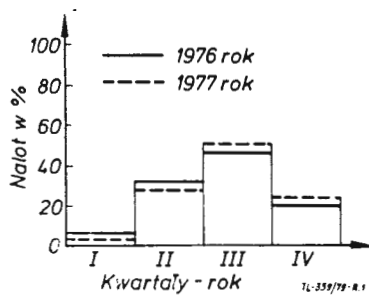
— dla zapewnienia właściwego wykorzystania sezonu lotnego, istnieje konieczność posiadania odpowiednio większej liczby samolotów (odniesionej do liczby pilotów i planowanego nalotu),

— ze względu na różnorodne zadania (szkolenie, zawody, trening, loty usługowe dla potrzeb szybowcowych, spadochroniarstwa i in.) istnieje konieczność posiadania zróżnicowanego sprzętu lotniczego, jednakże z maksymalnym wykorzystaniem elementów standardowych.

Wymagania bieżącej obsługi i eksploatacji

Przyjęcie już uzasadnionego założenia o konieczności „sezonowego” użytkowania sportowego sprzętu samolotowego wprowadza odmienne warunki obsługi i całokształtu zagadnień eksploatacyjnych. W odniesieniu do bieżącej obsługi samolotu wymaga się:

- obsługi przed lotem,
- czynności okresowych,
- drobnych prac naprawczych,
- okresowej kontroli stanu technicznego.



Rys. 1. Zależność procentowego nalotu w ciągu całego roku w latach 1976 i 1977

Szeroko pojęte zagadnienia eksploatacji uwzględniają dodatkowo:

- planowanie napraw głównych i renowacji,
- przechowywanie i konserwowanie.

Dla spełnienia postulatu intensywnego „sezonowego” użytkowania samolotów, wymagania bieżącej obsługi powinny spełniać warunek minimalnej pracochłonności potrzebnej do wykonania poszczególnych czynności, a także skutecznych urządzeń kontrolno-pomiarowych, których obsługa nie wymaga wyższych kwalifikacji. Czasy między przeglądami okresowymi powinny być nie mniejsze niż 100 h. Wykonywanie wszelkich drobnych napraw powinno być oparte wyłącznie na metodzie wymiany elementu lub zespołu.

Ponieważ obsługa przed lotem jest najczęściej wykonywaną czynnością, powinni wykonywać ją przeważnie piloci, co zgodnie z przepisami wiąże się niestety z koniecznością posiadania dodatkowych kwalifikacji. Piloci mogliby je uzyskać już w ramach szkolenia podstawowego w postaci uprawnień (z ograniczeniem do przeglądu i obsługi przed lotem). Uzasadnieniem powyższego postulatu jest:

- zapewnienie podstawowej obsługi samolotów przy stałym zatrudnieniu personelu technicznego,
- możliwość wykorzystania kwalifikowanego personelu technicznego do wykonywania prac okresowych, co ma szczególne znaczenie przy większej liczbie samolotów intensywnie użytkowanych,
- aktualnie piloci mają obowiązek dokonywania przeglądów przedlotowych lecz bez uprawnień dopuszczenia samolotu do lotu.

Naprawy główne powinny być przedmiotem ścisłego planowania w celu przekazania samolotu w odpowiednim okresie do wyspecjalizowanych zakładów naprawczych. Przechowywanie sprzętu już dziś jest problemem, a przy zwiększonej liczbie samolotów zagadnienie stanie się jeszcze trudniejsze. Z przechowywaniem (dotyczy to około 70% stanu samolotów w „sezonie martwym”) wiąże się kilkumiesięczna konserwacja zapewniająca gwarantowaną trwałość samolotu i wyposażenia. Takie warunki spełnia w naszym klimacie pomieszczenie zamknięte i suche. Budowa klasycznych hangarów jest przedsięwzięciem kosztownym. Stąd też sugerowane są projekty mini-hangarów (podobnych do garaży z blachy falistej lub tworzywa), w których samolot po złożeniu skrzydeł zajmuje małą powierzchnię a koszt przypadający na 1 m² w odniesieniu do klasycznych hangarów jest wielokrotnie niższy.

Wyposażenie i obsługa naziemna a użytkowanie sprzętu lotniczego

Możliwość intensywnego użytkowania samolotów jest zależna od obsługi naziemnej, a ściślej od jej pracochłonności. Zmniejszenie pracochłonności związane jest z posiadaniem właściwego i skutecznego wyposażenia technicznego szczególnie do realizacji podstawowych elementów obsługi przed lotem, a mianowicie:

— wyposażenia pomocniczego pokładowego lub naziemnego umożliwiającego łatwą i dokładną kontrolę niezbędnych parametrów samolotu przed lotem,

— urządzenia szybkiej dystrybucji paliwa, olejów i gazów technicznych zapewniającego niezbędne wymagania warunków technicznych,

— systemu rejestracji czasu pracy silnika, rozliczenia pobranego paliwa, dokonania przeglądu samolotu oraz całokształtu czynności o charakterze doraźnej sprawozdawczości techniczno-materiałowej, która powinna być sprowadzona do bardzo prostych czynności (np. pokładowe i naziemne urządzenia rejestrujące).

Ze względu na bezpieczeństwo lotów, czas i jakość obsługi zwrócenia szczególnej uwagi wymaga dystrybucja paliw i olejów. Do dziś w wielu przypadkach czynności te wykonywane są metodą i urządzeniami wg zaleceń odpowiednich przepisów dla obsługi lotniczych z lat 1930²⁾. Taki sposób obsługi jest bardzo pracochłonny, obniża poziom niezawodnego użytkowania samolotu, a zatem podwyższa koszty ogólne, w skład których należy również wliczyć zmniejszoną możliwość wykorzystania dysponowanego sprzętu.

Zadania szkoleniowe i sportowe a możliwość unifikacji sprzętu

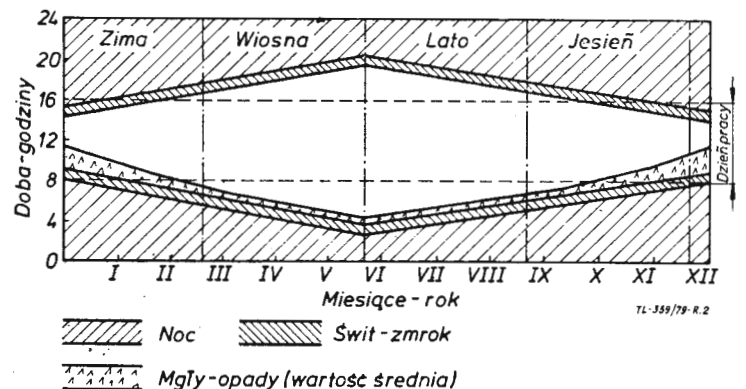
Zakres wykonywanych zadań w lotnictwie sportowym obejmuje loty związane ze szkoleniem podstawowym, treningiem, usługami i akrobacją. Możliwość realizacji tak obszernego i zróżnicowanego programu uzależniona jest od posiadania specjalistycznego sprzętu. Klasyczny, najbardziej ogólny podział sprzętu uwzględnia:

- podstawowy samolot szkolno-treningowy,
- samolot wielozadaniowy (holowanie szybowców, wywożenie skoczków, inne usługi — możliwość wyposażenia specjalnego do lotów wg wymagań VFR),
- samolot akrobacyjny.

Wymienione typy samolotów stanowią niezbędne minimum do zapewnienia podstawowych potrzeb szkolenia i sportu. Istnieje wiele konstrukcji uniwersalnych przystosowanych do różnych zadań (szkolenie, trening, usługi). Ten typ konstrukcji nie stanowi nigdy optymalnego rozwiązania (bez dodatkowych uzupełnień, np. wymienne śmigło i in.) a znajduje zastosowanie w małych aeroklubach. Na ogół samoloty o cechach uniwersalnych są droższe w eksploatacji, a ich przydatność do szkolenia i wykonywania poszczególnych zadań zaniziona.

Większość aeroklubów regionalnych prowadzi szeroką działalność szkoleniową i sportową a nawet wyczynową (samolotową, szybowcową, spadochronową). Do takiej działalności niezbędny jest samolotowy sprzęt specjalistyczny. Jednocześnie duża liczba różnorodnych typów samolotów pro-

²⁾ Stwierdzenie to dotyczy szczególnie uzupełniania zbiorników paliwem za pomocą lejka z sitkiem wyłożonego irchą (co stanowi filtr dokładnego oczyszczenia) i stopniowego zalewania paliwa otwartym naczyniem na otwartej powierzchni.



Rys. 2. Zależność dysponowanego czasu w ciągu doby dla lotów dziennych z widocznością ziemi (VFR) podczas roku kalendarzowego

wadzi do określonych trudności eksploatacyjnych, a przy niepełnym wykorzystaniu również do wzrostu kosztów dodatkowych. Kompromisowym rozwiązaniem (dziś już często stosowanym) jest unifikacja sprzętu oparta na standardowych elementach, a nawet, w miarę możliwości, na modułach. Dotyczy to szczególnie zespołów napędowych i wyposażenia pokładowego, jak również wielu znormalizowanych połączeń.

Przyjęcie programu unifikacji umożliwi zorganizowanie całokształtu eksploatacji w powiązaniu z potrzebami szkolenia, sportu i usług. Tak rozwiązany problem unifikacji pozwoli również na wyposażenie aeroklubów w kilka typów wyspecjalizowanych samolotów bez ujemnego wpływu na proces eksploatacji i wzrost kosztów, natomiast wymagania szkolenia i treningu mogą być zapewnione w pełnym zakresie potrzeb. Wyjątek stanowią samoloty zawodnicze, szczególnie akrobacyjne, których wymagania techniczne do uzyskania wysokich osiągnięć otrzymywane są przez specjalne zabiegi konstrukcyjne i technologiczne.

Cechy eksploatacyjne konstrukcji samolotu zapewniające minimalizację kosztów eksploatacji

Spełnienie postulatów omówionych w poprzednich rozdziałach stwarza możliwości znacznego obniżenia kosztów. Unifikacja i wyspecjalizowany sprzęt stanowią niezbędne warunki ich minimalizacji. Obniżenie kosztów uzależnione jest również od sposobu użytkowania, np. zmniejszenie masy samolotu o 2% zmniejsza koszty użytkowania średnio o 8%. Warunek ten spełniają zazwyczaj samoloty specjalnie przystosowane do określonych zadań. Istotną rolę spełnia tu ilość paliwa w zbiornikach.

Jeszcze dzisiaj zazwyczaj napełniamy zbiorniki paliwem do ich maksymalnej objętości, aby nie tracić czasu na kolejny zabieg (metoda mało skuteczną już omówioną), a przecież każde dodatkowe obciążenie wpływa na obniżenie osiągnięć. Instalacje paliwowe powinny być przystosowane do lotów w rejonie lotniska oraz na dalsze odległości z dodatkowymi zbiornikami. Warunkiem niezbędnym dla spełnienia tych założeń jest skuteczny i łatwy w obsłudze system napełniania zbiorników paliwem. Niewątpliwie i w tym przypadku unifikacja zbiorników, przyłączy i sposobu zasilania odgrywa istotną rolę.

W ostatnich latach obserwuje się nawrót konstrukcji przystosowanych do szybkiego składania skrzydeł wzdłuż kadłuba lub ich łatwego demontażu, co umożliwi przechowywanie z zachowaniem warunku minimum powierzchni (możliwość stosowania mini-hangarów). W przypadku składanych skrzydeł, wzrost masy konstrukcji samolotów lekkich wynosi 16÷20 kg, co w odniesieniu do ceny powierzchni w klasycznym hangarze lotniczym przy okresowym użytkowaniu jest ekonomiczną korzyścią.

Poszczególne zespoły płatowca powinny mieć wysoką podatność eksploatacyjną uwzględniającą szczególnie przeglądy przedlotowe. Te cechy powinny umożliwiać jednoznacznie ocenę stanu technicznego układów sterowania, kabiny, podwozia, elementów nośnych i pokrycia jak również objętość paliwa, oleju oraz zdolność użytkową pokładowych źródeł energii.

Istotną rolę w samolotach sportowych jednosilnikowych ze względu na niezawodność i bezpieczeństwo lotu spełnia zespół napędowy. Ocena jego stanu technicznego na podsta-

wie wskazań przyrządów pokładowych jest wystarczająca w zakresie obsługi przedlotowej i kontroli parametrów podczas lotu. Zakres obsługi okresowej zespołu napędowego powinien być oparty na automatycznym systemie kontroli parametrów, którego zaletami są m.in.:

— możliwość zbudowania przyrządów uniwersalnych automatycznej kontroli dla różnych rodzajów obsług okresowych,

— duża dokładność parametru wykluczająca błąd subiektywny oraz możliwość uzyskania wielu różnych celów kontroli,

— zmniejszenie liczby personelu obsługi,

— znaczne skrócenie czasu kontroli (20÷30-krotnie).

Samolot w procesie eksploatacji podlega złożonej procedurze kontroli uzależnionej od czasu pracy w powietrzu, liczby lądowań lub czasu postoju. Poszczególne prace okresowe wykonywane po określonym czasie nalotu przy płatowcu, zespole napędowym i wyposażeniu, powinny być wykonywane po takiej samej liczbie godzin użytkowania bądź stanowić wielokrotność najmniejszej wartości. Spełnienie tego wpływa na zmniejszenie czasu postoju.

Wnioski

Z przedstawionych przykładów wynika, że lotnictwo sportowe na obecnym etapie rozwoju powinno stopniowo zmierzać do zorganizowanego systemu, którego podstawowymi elementami są:

— organizacja i poziom szkolenia oraz usług,

— samoloty i naziemne wyposażenie obsługi,

— sposób i organizacja użytkowania.

Pozornie relacja między poszczególnymi elementami jest prosta a ich ogólne ustalenie nie nastrocza większych trudności, natomiast ustalenie zależności między poszczególnymi elementami a systemem jest bardzo złożone i nawet wymaga w pewnym sensie wielu kompromisów. Takie stwierdzenie oznacza również, że występuje konieczność przyjęcia określonego modelu szkolenia, który nadal jest zagadnieniem dyskusyjnym, doraźnie zdefiniowany możliwościami posiadanego sprzętu. Już ta zależność wskazuje, że przyjęcie systemu jako relacji między wymienionymi czynnikami stanowi konieczność podjęcia takiego działania. Dalszym uzasadnieniem powyższych postulatów jest fakt, że APRL jako organizacja centralna ma wszelkie niezbędne atrybuty i prerogatywy do podjęcia takiego działania. Rozwiązanie przedstawionej problematyki jest również możliwe w ramach krajowego przemysłu. Potrzeby rynku krajowego uzasadniają celowość i opłacalność realizacji takiego programu. Również na rynkach zagranicznych aktualnie istnieje tendencja kupna kompletnych systemów, co dla przemysłu nie może być obojętne.

LITERATURA

1. W. BOJARSKI: Wprowadzenie do oceny niezawodności działania układów technicznych. PWN, Warszawa 1967 r.
2. B. BOLIŃSKI: Potrzeby sprzętowe lotnictwa aeroklubowego oraz możliwości ich zaspokojenia przez przemysł krajowy. Materiały II lotniczej konferencji naukowo-technicznej. Aktualne Problemy Polskiego Lotnictwa, Warszawa, listopad 1972 r.
3. J. KONIECZNY: Sterowanie eksploatacją urządzeń. PWN, Warszawa 1975 r.



SOŁOMONOW P. A.: Bezotkazność awiacjonnoy tiechniki i bezopasnost poletow. Moskwa, Transport 1977, s. 272, bibliogr. poz. 15. Cena 1,30 rb. (26 zł)

Transport lotniczy w coraz szybszym tempie zmierza w kierunku masowości, zarówno pod względem przewozu pasażerów jak i towarów. W związku z tym coraz więcej uwagi poświęca się badaniom, których wynikiem ma być zapewnienie ma-

ksymalnego bezpieczeństwa. Autor książki rozpatruje podstawowe wskaźniki ilościowe bezpieczeństwa lotów, sposoby klasyfikowania ich oraz wymagania stawiane samolotom (tj. konstrukcji, wyposażeniu i personelowi), dzięki spełnieniu których osiąga się maksimum bezpieczeństwa. W książce został szczegółowo przeanalizowany wpływ niezadziałania zespołów i systemów kompleksu lotniczego (określonego jako: wyposażenie samolotu — samolot — naziemne środki kierowania lotem — oto-

czenie) na bezpieczeństwo. Autor klasyfikuje pokładowe i naziemne środki służące zabezpieczeniu przed wypadkami i szczegółowo zajmuje się wykorzystaniem w tym celu kontroli obiektywowej.

Bogato ilustrowana pozycja książkowa przeznaczona jest dla kadry inżyniersko-technicznej placówek naukowo-badawczych, a także dla konstruktorów i inżynierów przemysłu lotniczego oraz dla studentów.

M-M.M.

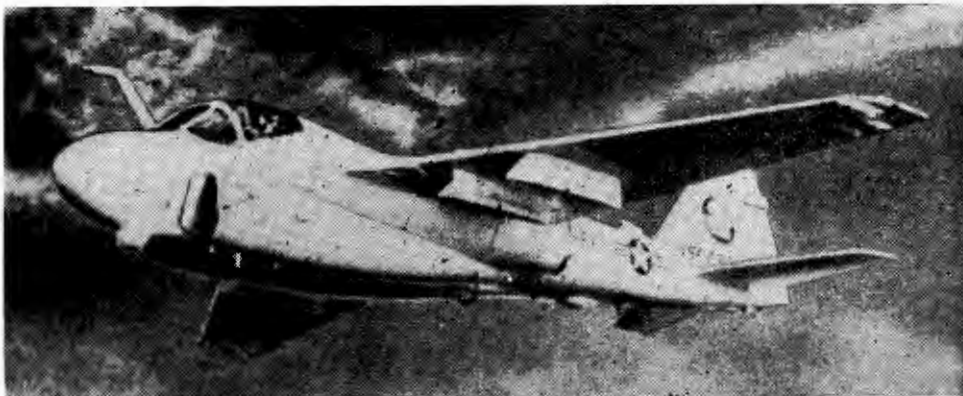
Morski pokładowy samolot szturmowy

KONSTRUKCJA. Dwusilnikowy, dwumiejscowy całkowicie metalowy średniopłat o napędzie odrzutowym.

Plat. Obrys trapezowy, skos 25° w 25% cięciwy, kąt zaklinowania 0°, wznios -1°. Profil zmienny wzdłuż rozpiętości: segmenty przykadłubowe mają u nasady profil NACA 64A009 przechodzący w NACA 64A008,4 w płaszczyźnie podziału segmentów i NACA 64A005,9 na końcu. Konstrukcja półskorupowa, wielodźwigarowa. Segmenty wewnętrzne mocowane do kadłuba, segmenty zewnętrzne składane ku górze podczas hangarowania. W kesonach wszystkich segmentów integralne zbiorniki paliwowe. Pod wewnętrznymi segmentami po 2 wsporniki zawieszania uzbrojenia, na skrajnych wspornikach anteny urządzeń zakłócających przypominające lufy działek. Na całej rozpiętości krawędzi natarcia dwusegmentowe sloty o maksymalnym kącie wychylenia 27,5°. Na każdym skrzydle po 2 segmenty klap. Klapy szczelinowe typu Polo-Fowler zajmują 75% rozpiętości krawędzi spływu. Wychylenia klap: 30° do startu i 40° do lądowania. Konstrukcja klap metalowa, każdy segment zawieszony w 2 punktach. Przed klapami, na górnej powierzchni skrzydła, znajdują się spollery-klapolotki, wychylane ku górze (maks. kąt wychylenia 51°), pełniące funkcje lotek (lotek brak). Pozostałą część krawędzi spływu zajmują hamulce aerodynamiczne typu krokodylowego, wychylające się w dół i w górę do kąta maks. 60°. Na górnej powierzchni skrzydła po 2 grzebienie aerodynamiczne. Krawędzie natarcia segmentów wewnętrznych skrzydła przy kadłubie mają powiększony skos i są zaopatrzone w wysuwane listwowe przerywacze; wewnątrz tych segmentów znajdują się wnęki podwozia głównego.

Kadłub. Konstrukcja półskorupowa. Centralny dźwigar (przenoszący obciążenia występujące podczas katapultowania) umieszczony między silnikami i wykonany z tytanu i stali. W przedniej części radar osłonięty laminatowym noskiem, mocowany do przedniej szelceny wręgi kabiny. Pod podłogą kabiny zespoły awioniki pokładowej i instalacji elektrycznej, za nimi - wnęka podwozia przedniego. Szczelna kabina z miejscami załogi obok siebie. Fotele wyrzucane Martin Baker Mk GRU 7. Fotel i pilota usytuowany nieco z przodu i wyżej w stosunku do drugiego. Oszklenie kabiny dwuczłonowe: wiatrochron i odsuwana hydraulicznie do tyłu osłona. Przed wiatrochronem w płaszczyźnie symetrii samolotu, umieszczono złącza do tankowania paliwa w locie. Z obu stron kabiny wloty powietrza do silników, zaopatrzone w oddzielające warstwy przyciennej. Na lewym wlocie składana drabinka. W konstrukcji wlotów mieszczą się wnęki podwozia głównego. Za kabiną dalsze zespoły awioniki i instalacji hydraulicznej. Przez środkową część kadłuba przebiegają poprzecznie dźwigary wzmacniające strukturę; do nich mocowane jest skrzydło i wciągniki podwozia. Nad dźwigarami integralne zbiorniki paliwowe, pod nimi - silniki. W tylnej części kadłuba wyposażenie elektroniczne. Pod kadłubem hak do chwytania lin hamujących.

Usterzenie. Klasyczne, o obrysach trapezowych. Usterzenie poziome płytowe skośne, skos 30° (na krawędzi natarcia) bez wzniosu. Konstrukcja półskorupowa wielodźwigarowa, część spływowa przekładkowa, klejona. Wychylenia płyt usterzenia: 1,5° w górę i 24° w dół. Usterzenie pionowe ma skos 28° na krawędzi natarcia. Statecznik pionowy wielodźwigarowy, półskorupowy. Ster kierunku konstrukcji przekładkowej metalowej - klejony. Wychylenia steru maks. po 4° podczas



lotu i po 35° w obie strony po wysunięciu klap.

Sterowanie. Klapolotki, klapy, sloty, płyty usterzenia poziomego, ster kierunku, hamulce aerodynamiczne, podwozie, hak i hamulce kół podwozia sterowane hydraulicznie.

Podwozie. Trójzespołowe, chowane hydraulicznie do wnek kadłubowych i skrzydłowych. Podwozie przednie chowane ku tyłowi na goleni teleskopową z prostowodami, amortyzator na goleni. Koła bliźniacze. Dolna część podwozia wyposażona w prowadnicę szyny katapulty i zaczep urządzenia katapultującego. Wymiary ogumienia: 0,508 x 0,140 m. Podwozie główne z goleniami teleskopowymi i prostowodami, amortyzatory w goleniach. Koła pojedyncze wyposażone w hydrauliczne hamulce tarczowe. Wymiary ogumienia: 0,914 x 0,280 m.

Zespół napędowy. Dwa turbodrzutowe dwuprzepływowe silniki Pratt-Whitney J52-P-8A o ciągu startowym 41,57 kN (4237,5 kg) każdy. Sprężarka osłowa niskiego ciśnienia 5-stopniowa napędzana przez 2-stopniową turbinę niskiego ciśnienia, sprężarka osłowa wysokiego ciśnienia 7-stopniowa napędzana przez 1-stopniową turbinę wysokiego ciśnienia. Wymiary silnika: długość 2,972 m, średnica 0,787 m, masa 960,05 kg. Silniki oddzielone tytanową ścianą ogniową.

Instalacje. Paliwowa - zbiorniki integralne w kesonie płata i w kadłubie, łączna pojemność 8871,5 l; możliwość podwieszania pod kadłubem i skrzydłami 5 zbiorników dodatkowych o łącznej pojemności 1135,5 l, urządzenie do tankowania paliwa w locie. Hydrauliczna - dwa niezależne systemy, ciśnienie robocze 20,8 MPa (210 kg/cm²), pompy tłoczkowe o wydajności 52,99 l/min na każdym silniku; instalacja zasilna serwowo mechanicznie sterowania płatowcem, podwoziem i składaniem skrzydeł. W przypadku awarii obu systemów głównych włącza się system awaryjny z pompą elektryczną. Zapewnia on działanie sterów wysokości i kierunku. Elektryczna - 2 prądnice 30 kVA (po jednej na każdym silniku), prądnica awaryjna napędzana turbinką powietrzną Garrett-AiResearch umieszczoną u nasady lewego skrzydła. Kabina jest wyposażona w instalację klimatyzacyjną i tlenową, a przedział silnikowy w instalację przeciwpożarową.

Wyposażenie. Zestaw przyrządów do lotów w trudnych warunkach, centralny komputer IBM AN/ASQ-133, radar wieloczęstotliwościowy Norden AN/APQ-148, system sterowania lotem AN/ASW-16 z przetwornikiem danych o warunkach lotu CP-864/A, bezwładnościowy system nawigacyjny AN/ASN-31, system łączności i identyfikacji AN/AIC-14, wysokościomierz radarowy AN/APN-141. Tablice przyrządów wyposażone w ekrany do pro-

jektji danych i informacji graficznych IP-69/A (poziomy) i AN/AVA-1 (pionowy) oraz w ekran danych nawigacyjnych DVI (ułatwia on lokalizację pozycji wojsk własnych oraz wybór i identyfikację celów). W czasie wojny wietnamskiej niektóre samoloty wyposażone były w system przygotowania ataku i nawigacji DIANE (Digital Integrated Attack and Navigation Equipment).

Uzbrojenie. Brak uzbrojenia stałego. Uzbrojenie i wyposażenie dodatkowe podwieszane pod kadłubowym i 4 skrzydłowym zaczepami zaopatrzonymi w zamki MER i TER. Nośność każdego zaczepu wynosi 1631,8 kg, maksymalna łączna masa na podwieszaniach ograniczona jest do 6800 kg (przy niepełnym zapasie paliwa). Na zaczepach mogą być podwieszane różnego typu zestawy bomb, pociski niekierowane ZUNI kal. 127 mm, zasobniki z pociskami niekierowanymi LAU-10/A lub AERO 7D, pociski samonaprowadzające powietrze-powietrze AIM-9 Sidewinder, pociski kierowane powietrze-ziemia AGM-12B Bullpup, AGM-45A Shrike, AGM-65 Maverick, AGM-78 Standard Arm, AGM-83A Bulldog, AGM-84A i RGM-84A-1 Harpoon oraz AGM-53A Condor, a także rakietki do niszczenia stacji radiolokacyjnych AGM-58 Harm i BRASO. Zamiast uzbrojenia bądź zbiorników dodatkowych może być podwieszane również inne wyposażenie w zależności od potrzeb, np. zasobniki z aparaturą zakłócającą działanie stacji radiolokacyjnych.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. W połowie lat pięćdziesiątych lotnictwo morskie USA poszukiwało nowego typu samolotu, który mógłby zapełnić lukę między używanymi wówczas lekkimi samolotami szturmowymi A-1 Skyraider i A-4 Skyhawk a ciężkimi A-3 Skywarrior i A-5 Vigilante. Z 12 przedłożonych projektów wybrano w 1957 r. do realizacji projekt Grumman Model 128. Otrzymał on oznaczenie wojskowe A2F-1 i nazwę Intruder. Oblot prototypu odbył się 19 kwietnia 1960 r. W 1962 r. oznaczenie samolotu zmieniono na A-6A. 7 lutego 1963 r. pierwsze Intrudery weszły w skład uzbrojenia jednej z eskadr stacjonującej na lotniskowcu Independence. Samoloty Intruder były produkowane w latach 1959-1971 w kilku wersjach różniących się wyposażeniem i przeznaczeniem. Do 1971 r. wyprodukowano 388 samolotów w wersji podstawowej A-6A, część z nich przebudowano na wersję A-6B, przystosowaną do przenoszenia pocisków przeciwradarowych, część zaś na A-6C - ta wersja przeznaczona była do zadań nocnych. Wszystkie samoloty A-6C przebudowano potem jeszcze raz i oznaczono A-6E. Pewna liczba samolotów A-6A została przebudowa-

DANE TECHNICZNE:

Rozpiętość
Rozpiętość po złożeniu skrzydeł
Długość
Wysokość
Średnia cięciwa aerodynamiczna
Rozpiętość usterzenia poziomego
Baza podwozia
Rozstaw kół
Powierzchnie
Skrzydło
Sloty
Klapy
Spollery-klapolotki
Hamulce aerodynamiczne
Statecznik pionowy
Ster kierunku
Usterzenie poziome
Wydłużenie skrzydła
Wydłużenie usterzenia

16,15 m
7,72 m
16,64 m
4,75 m
3,31 m
6,21 m
5,12 m
3,31 m
49,14 m²
4,63 m²
9,66 m²
3,81 m²
2,25 m²
5,85 m²
1,52 m²
10,87 m²
5,31
3,56

Masy:

Własna 11 617 kg
Startowa norm. 23 665 kg
Startowa do katapultowania 26 562 kg
Startowa maks. 27 378 kg
Masa na podwieszaniach maks. 6800 kg
Obciążenie powierzchni nośnej maks. 557,2 kg/m²
Obciążenie powierzchni nośnej maks. do katapultowania 540,6 kg/m²
Obciążenie powierzchni nośnej norm. 481,6 kg/m²
Obciążenie ciągu maks. 329,3 kg/N (3,23 kg/kgG)
Obciążenie ciągu maks. do katapultowania 319,5 kg/kN (3,13 kg/kgG)
Obciążenie ciągu norm. 284,6 kg/N (2,79 kg/kgG)
Prędkość maks. (H = 0) 1035 km/h
Prędkość przelotowa na pułapie optymalnym 765 km/h
Prędkość minimalna z klapami 156 km/h
Wznoszenie (H = 0) 46,7 m/s
Wznoszenie (na jednym silniku) 15,7 m/s
Pułap praktyczny 14 264 m
Zasięg maks. 4381 km
Zasięg z maks. ładunkiem użytecznym 3095 km

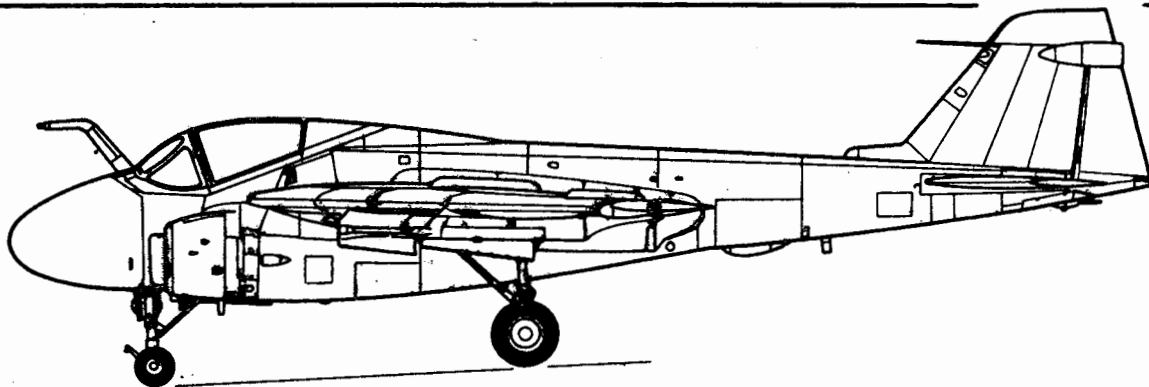
na na powietrzne tankowce KA-6D (całkowita pojemność zbiorników 9500 l). W 1963 r. opracowano również wersję EA-6A przeznaczoną do zakłócenia naziemnych elektronicznych urządzeń wykrywających, samoloty te latały jako liderzy w kluczach maszyn bojowych utrudniając ich wczesne wykrycie. W 1968 r. opracowano nową, 4-miejscową odmianę EA-6B Prowler, będącą rozwinięciem

EA-6A, z przedłużonym o 1,37 m kadłubem i szczególnie bogatym i różnorodnym wyposażeniem elektronicznym do akcji rozpoznawczych i zakłócających. Od 1970 r. wersja A-6E otrzymała nowe wyposażenie elektroniczne. W okresie tym wyprodukowano dalszych 288 samolotów A-6A. W 1974 r. opracowano wariant A-6E/TRAM ze specjalnymi urządzeniami do wykrywania i śledzenia ce-

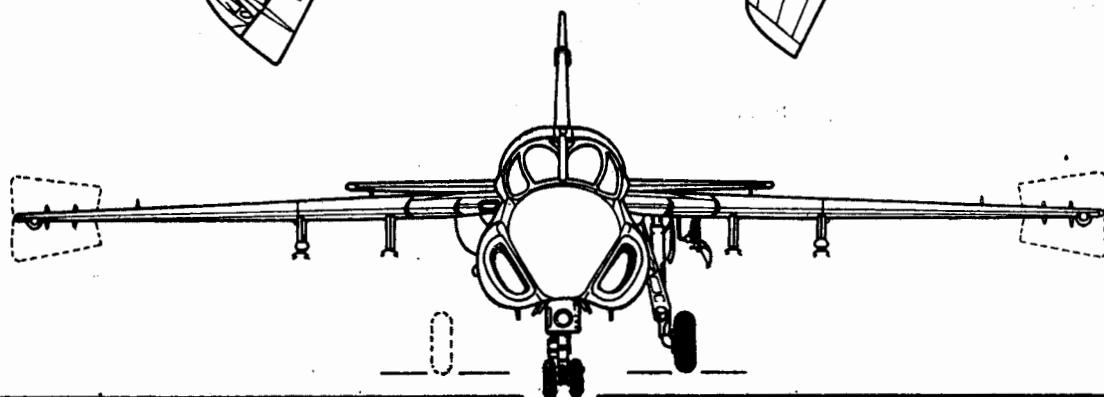
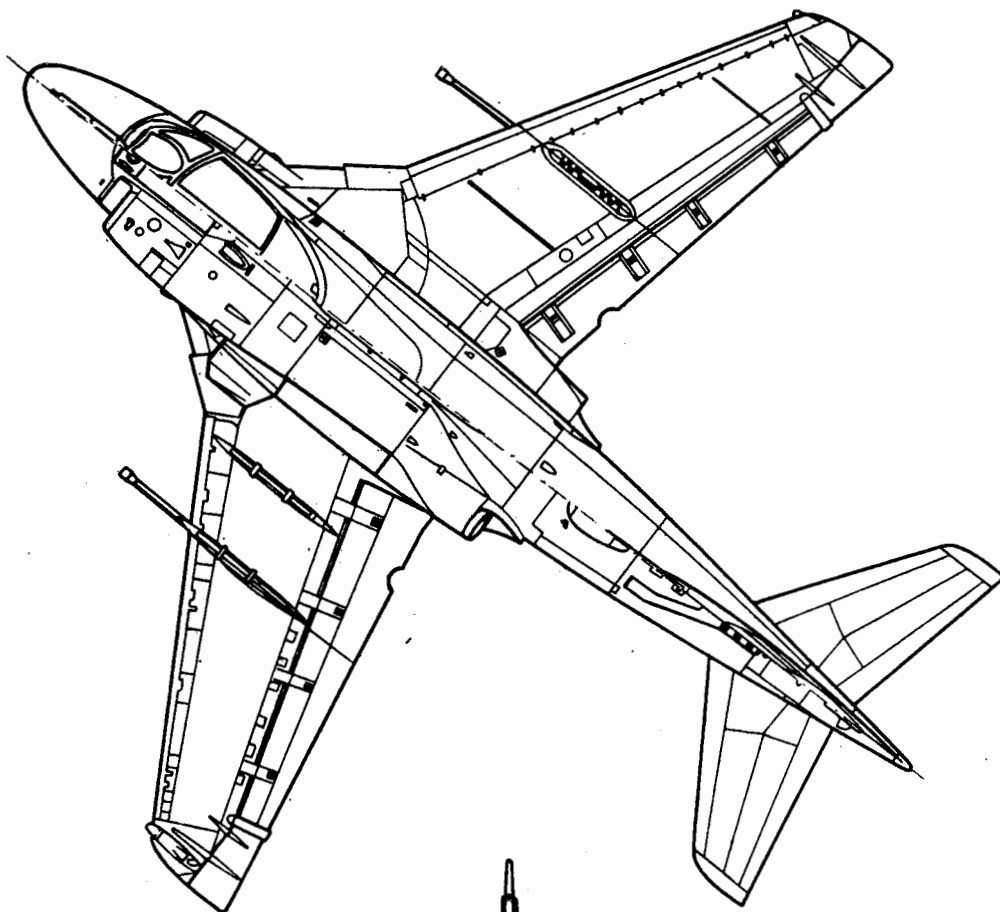
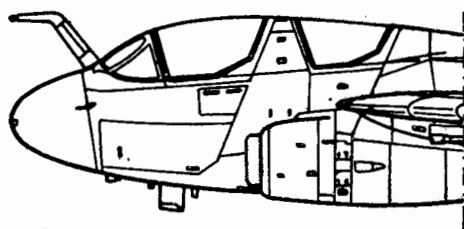
łów. Projektowano też 3-miejscową wersję szkolno-treningową TA-6A, nie wprowadzono jej jednak do produkcji. Na części samolotów przeprowadzono różnego rodzaju próby, samoloty te nosiły oznaczenie NA-6A. Przewiduje się, że do końca 1978 r. wersja A-6A ma być zastąpiona całkowicie przez nowszą A-6E.

T. M.

A-6E



EA-6B



Samolot transportowy

KONSTRUKCJA. Całkowicie metalowy dwusilnikowy grzbietopłat z napędem turbośmigłowym.

Płat. Obrys trapezowo-prostokątny, załamanie przy gondolach silników, uskok krawędzi natarcia na połączeniu segmentu zewnętrznego ze środkowym. Kąt zaklinowania 3° , wznios segmentów zewnętrznych -2° , skos $6^\circ 50'$ w 25% cięciwy. Konstrukcja pięcioczęściowa, dwudźwigarowa, półskorupowa. Dźwigar przedni położony w 17% cięciwy, tylny — w 55%. Podłużnice zgrzewane elektrycznie punktowo do pokryć. W kesonach pośrednich segmentów skrzydła integralne zbiorniki paliwowe. Krawędź natarcia wyposażona w instalację przeciwbłodzeniową zasilaną gorącym powietrzem ze sprężarek silników. Gondole i mocowania zespołów napędowych na środkowej części płata. Na części środkowej jednoszczelinowe kłapy zajmujące 36% cięciwy, na segmentach pośrednich kłapy dwuszczelinowe o tej samej cięciwie względnej. Wychylenia kłap: 15° do startu, 30° do lądowania. Na górnej powierzchni płata przed klapami spoilery: po jednym na części środkowej i po dwa na segmentach pośrednich. Lotki laminatowe, dwusegmentowe, wyważone masowo; na wewnętrznym segmencie lotek po dwie kłapki (wyważająca i odciążająca). Skrzydło jest modyfikacją konstrukcji płata wcześniejszych samolotów Antonowa.

Kadłub. Przekrój kołowy, spłaszczony u dołu. Konstrukcja półskorupowa — jest to modyfikacja kadłuba samolotu An-26. Całą długość wnętrza kadłuba zajmuje ładownia, dostępna przez furtkę umieszczoną w części tylnej. Furta zamykana jest pokrywą, która może służyć jako trap wjazdowy, może też być odsuwana pod kadłub (ku przodowi), co umożliwia zbliżenie się na bezpośrednią odległość pojazdów z ładunkiem (przy załadunku mechanicznym). Ładownia jest wyposażona w transporter podłogowy ułatwiający przemieszczanie ładunków wewnątrz samolotu oraz (w tylnej części) w suwnicę sufitową, umożliwiającą pełną autonomię załadunku. Ładownia może być łatwo przystosowana do przewozu pasażerów (39 osób) lub transportu sanitarnego (24 osoby na noszach + personel towarzyszący). Ładownia ma 5 par okien oraz drzwi z prawej strony za kabiną pilotów. Pierwsze lewe okno ładowni jest równocześnie wyjściem awaryjnym. Kabina pięciuosobowej załogi jest praktycznie identyczna jak w An-26. Z lewej strony za kabiną pilotów znajduje się kopia osłaniająca okno nawigatora, umożliwia ona dobrą widoczność w całej lewej półsferze. W przedniej części kadłuba znajdują się zespoły wyposażenia radioelektronicznego i nawigacyjnego, antena radaru oraz wnęk podwozia przedniego. Dostęp do urządzeń zapewnia zamykana pokrywa luk po lewej stronie kadłuba przed kabiną załogi.

Usterzenie. Usterzenie w układzie klasycznym. Obrys obu usterzeń trapezowe. Wznios usterzenia poziomego 9° . Konstrukcja półskorupowa, dwudźwigarowa. Na stateczniku poziomym sloty na całej rozpiętości. Krawędzie natarcia zaopatrzone w instalację przeciwbłodzeniową zasilaną gorącym powietrzem ze sprężarek silników. Sterony sterowane hydraulicznie.



ację przeciwbłodzeniową zasilaną gorącym powietrzem ze sprężarek silników. Stery konstrukcji metalowej zaopatrzone w kłapki wyważające. Uzupełnieniem usterzenia są dwie brzechwy ustępczające pod tylną częścią kadłuba. Są one znacznie powiększone w porównaniu z samolotem An-26.

Sterowanie. Sterownice zdwojone (wolanty i pedały). Sterowanie lotkami, sterem kierunku i sterem wysokości kombinowane — linkowo-popychaczowo-dźwigniowe ze wzmacniaczami hydraulicznymi. Kłapy, spoilery i podwozie sterowane hydraulicznie.

Podwozie. Trójzespolowe, chowane i wypuszczane hydraulicznie. Podwozie przednie chowane do luku w przedniej części kadłuba, podwozie główne chowane do luków w gondolach silnikowych. Na przednim i głównym podwoziu koła zdwojone o wymiarach: $0,700 \times 0,250$ m — koła przednie, $0,900 \times 0,300$ m — koła główne. Ciśnienie może być regulowane (zależnie od rodzaju nawierzchni lądowiska) w zakresie $0,25$ do $0,49$ MPa ($= 2,5$ do $3,5$ kg/cm²) dla kół przednich i w zakresie $0,34$ do $0,49$ MPa ($= 3,5$ do $5,0$ kg/cm²) dla kół głównych. Koła podwozia głównego wyposażone w hydrauliczne hamulce tarczowe. Podwozie przednie sterowane hydraulicznie. Awaryjne wypuszczanie podwozia — grawitacyjne z wykorzystaniem naporu powietrza do blokowania podwozia głównego na zamkach). Podwozie jest identyczne jak we wcześniejszych wersjach samolotów An-24 i An-26.

Zespół napędowy. Dwa silniki turbośmigłowe Iwczenko AI-20M o mocy startowej 3820 kW ($= 5200$ KM) każdy. Śmigła czteropłatowe metalowe samonastawne z możliwością ustawiania w choraągiewkę (średnica śmigieł — 4,70 m). Silniki zabudowane nad skrzydłami. Krawędzie natarcia łopat i kołpaki śmigieł oraz wloty powietrza do silników zaopatrzone w instalację przeciwbłodzeniową. Wyloty z silników pojedyncze, usytuowane nad skrzydłami.

Instalacje. Instalacja paliwowa — skrzydłowe zbiorniki integralne w pośrednich segmentach skrzydła, łączna pojemność 4200 l. Automatyka na silnikach. Instalacja hydrauliczna — ciśnienie robocze 15,2 MPa ($= 155$ kg/cm²), pompy główne na silnikach, elektropompa awaryjna. Instalacja hydrauliczna służy do wypuszczania i chowania podwozia, sterowania podwoziem przednim, hamulcami kół podwozia głównego, klapami i spoile-

rami, napędza też mechanizmy trapu, suwnicy i transportera oraz wycieraczek szyb przednich, służy również do awaryjnego ustawiania śmigieł w choraągiewkę. Instalacja elektryczna — prądnice z przetwornicami na silnikach, prąd stały 28,5 V, prąd zmienny 115 V/400 Hz i 36 V/400 Hz; instalacja służy do oświetlania wewnętrznego i zewnętrznego samolotu, zasilania aparatury i przyrządów pokładowych oraz instalacji przeciwbłodzeniowej śmigieł. Dwa typy instalacji przeciwbłodzeniowej: krawędzie natarcia skrzydeł i stateczników oraz wloty powietrza do silników ogrzewane gorącym powietrzem ze sprężarek silnikowych, kołpaki i krawędzie natarcia śmigieł ogrzewane elektrycznie. Instalacja klimatyzacyjna — zapewnia ciśnienie równe ciśnieniu na poziomie morza do wysokości lotu 2800 m, a powyżej tej wysokości stałe nadciśnienie, reguluje także temperaturę powietrza w ładowni i kabine załogi. Instalacja ta jest zasilana ze sprężarek silników. Instalacja tlenowa — stanowi rezerwę bezpieczeństwa na wypadek dehermetyzacji kabiny.

Wyposażenie. Radar meteorologiczny, pilot automatyczny, kompletne wyposażenie do lotów w trudnych warunkach atmosferycznych. Zestaw przyrządów podobny jak w samolocie An-26, podobnie jak i urządzenia łącznościowe. Podłoga ładowni wyposażona w transporter napędzany hydraulicznie, pozwala on na przemieszczanie ładunków o masie do 4500 kg. Nad furtką ładunkową w tylnej części kadłuba napędzana hydraulicznie suwnica sufitowa o nośności 1500 kg.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. An-32 jest kolejną wersją rozwojową znanej rodziny samolotów pasażerskich i transportowych konstrukcji Olega Antonowa (An-24, An-26 i An-30). Protoplasta całej rodziny, An-24 został oblatany 20 grudnia 1959 r. An-32 został po raz pierwszy zademonstrowany na Międzynarodowym Salonie Lotniczym i Astronautycznym w Paryżu w 1977 r. Zasadnicza różnica w stosunku do wersji poprzednich to zastosowanie silników o znacznie wyższej (ok. 80%) mocy. Umożliwiła to użytkowanie samolotu z zachowaniem właściwych osiągów na lotniskach położonych w wysokogórskiej i tropikalnej strefie klimatycznej. Usytuowanie silników nad skrzydłem ma na celu ochronienie ich przed pyłem i zanieczyszcze-

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość 29,20 m
Długość 23,80 m
Wysokość 8,58 m
Rozpiętość usterzenia poziomego 9,97 m
Powierzchnia nośna 74,98 m²
Wydłużenie skrzydła 12,85
Masa własna 10 600 kg
Masa ładunku maks. 6000 kg

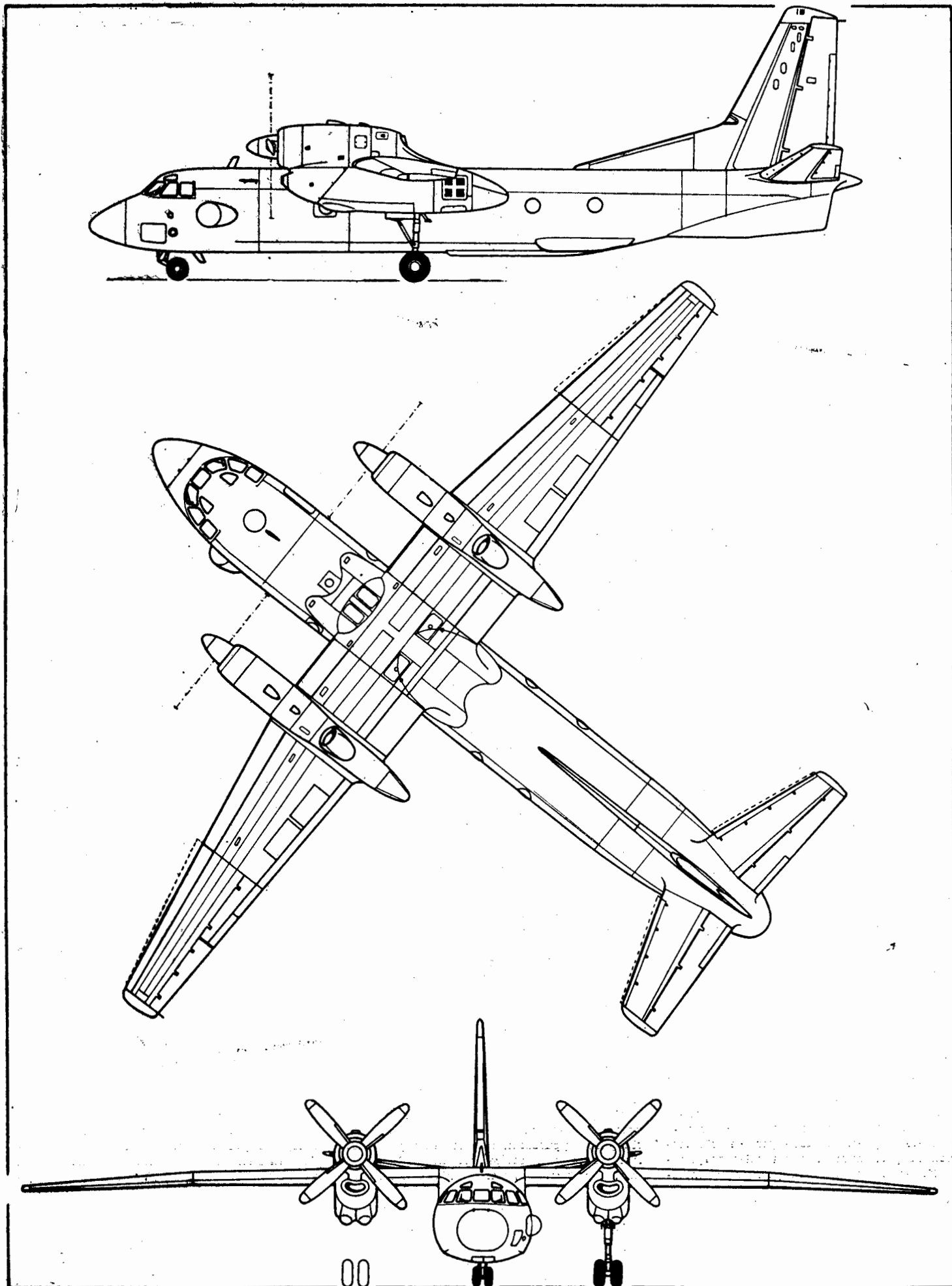
Masa startowa maks. 26 000 kg
Obciążenie powierzchni nośnej maks. 346,8 kg/m²
Obciążenie mocy maks. 3,4 kg/kW ($= 2,5$ kg/KM)
Prędkość przelotowa 510 km/h
Pułap 9500 m
Pułap na jednym silniku 5000 m
Zasieg maks. 2200 km
Zasieg z maks. ładunkiem 800 km
Załadka 5 osób

nlami unoszonymi z ziemi. Zmiany aerodynamiczne skrzydła (zastosowanie spoilerów) mają również na celu poprawienie osiągnięć

samolotu w fazie startu i lądowania. Powiększenie podkadłubowych brzechw ustaczejających (pod usterzeniem) ma na celu

zwiększenie stateczności kierunkowej w przypadku awarii jednego silnika.

T. M.



Problemy eksploatacyjne konstrukcji ¹⁾ (III)

Instalacje elektryczne w samolotach i ich obsługa

Badanie ostatnich zaleceń lotniczych związanych z całkowitą utratą źródeł zasilania w samolotach lekkich wykazało, iż za mało uwagi poświęca się obsłudze głównych elementów instalacji elektrycznej.

Wydaje się, że nie wszyscy zdają sobie sprawę z tego, że pojedynczy defekt połączony z „utajonym defektem” mogą wywołać całkowitą utratę zasilania elektrycznego, np.:

— jeżeli akumulator odłącza się od źródła mocy, w którym zastosowano „handlowe” alternatory, może wystąpić niestateczność związana z utratą zasilania z obydwóch alternatorów, co doprowadzi do utraty zasilania instalacji elektrycznej;

— w samolocie dwusilnikowym słabo napięty pasek klinowy może działać zupełnie dobrze, gdy oba alternatory przenoszą obciążenie. Może też ślizgać się, gdy drugi alternator ulegnie awarii (i odpowiednio wzrośnie obciążenie), co doprowadzi do utraty zasilania z obydwóch alternatorów, pozostawiając całą instalację na zasilaniu z akumulatora;

— defekt układu rozdzielającego obciążenia pomiędzy prądnicami może doprowadzić do utraty zasilania z obydwóch alternatorów.

Istnieje jeszcze wiele innych defektów, które mogą doprowadzić do przerwania zasilania instalacji elektrycznej. Powyższe zostały przytoczone z racji ich częstego występowania w praktyce.

Gdy oba alternatory (lub prądnice) przestaną działać i wystąpią trudności z ich włączeniem podczas lotu, istnieje możliwość włączenia jednego z nich po zredukowaniu obciążenia sieci do minimum.

Wszystkim użytkownikom samolotów warto przypomnieć o konieczności okresowej kontroli niżej wymienionych elementów:

— akumulator i jego wyłącznik muszą być prawidłowo zainstalowane, a bieguny oraz połączenia wolne od korozji i odpowiednio zamocowane;

— regulatory napięcia i urządzenia sterujące muszą działać poprawnie;

— wszystkie połączenia przewodów muszą być pewne, zaopatrzone w elementy zabezpieczające, zaś same końcówki

— wolne od korozji i bez śladów pęknięć zmęczeniowych;

— musi być sprawdzony stan i prawidłowe naciągnięcie pasków napędu prądnic.

Kontrole należy przeprowadzać co 100 h lotu lub co trzy miesiące. Odpowiednie poprawki powinny być wprowadzone do instrukcji obsługi. Należy codziennie lub podczas każdorazowego przygotowania do lotu sprawdzać wskaźniki awarii i urządzenia sygnalizujące awarię.

CAA ²⁾ nie uważa za konieczne wprowadzanie modyfikacji, ponieważ dokładne stosowanie istniejących instrukcji obsługowych jest wystarczające. Poszczególni użytkownicy mogą jednak wprowadzić zmiany dotyczące niezawodności własnych samolotów, np. przez zainstalowanie dodatkowego „awaryjnego” akumulatora, który zapewni zasilanie najważniejszych przyrządów w przypadku awarii głównej instalacji elektrycznej. Takie akumulatory zostały już wprowadzone w niektórych samolotach, a informacje na temat ich zabudowy są dostępne.

Malowanie samolotów

Znane są fakty uszkodzenia struktury i wyposażenia samolotów wskutek użycia nieodpowiedniego materiału (środków), złej technologii usuwania pokrycia lakierniczego i malowania renowacyjnego samolotów. Uszkodzenia i potencjalne niebezpieczeństwo mogą wystąpić wskutek:

— użycia niewłaściwych zmywaczy uszkadzających niemetalowe części samolotu, uszczelnienia i oszklenia;

— przenikania zmywacza, uszkadzającego wewnętrzne pokrycia antykorozyjne;

— zanieczyszczenia instalacji takich, jak układ ciśnienia statycznego i dynamicznego lub odpowietrzenia zbiorników;

— ograniczenia ruchu współpracujących części wskutek nagromadzenia farby;

— zmiany ciężaru pokrycia, mające wpływ na wyważenie powierzchni ruchomej;

— usunięcia smaru wskutek użycia zmywaczy;

— niepełnego usunięcia (po malowaniu) materiałów maskujących i osłaniających (taśm itp.).

Chociaż nie ma wymagań na temat certyfikowania operacji zmywania i malowania samolotów, zaleca się, aby te czynności były wykonywane pod nadzorem licencjonowanego mechanika lub pracownika organizacji upoważnionej przez nadzór lotniczy.

Wysokościomierze na samolotach lekkich

Zdarzyło się kilka przypadków odłączenia w locie skali nastawiania ciśnienia naziemnego, gdy pilot próbował nastawić wielkość QNH. Doprowadziło to do dużego błędu wskazań wysokościomierza. Przeprowadzone badania wykazały, że prawidłowe działanie wysokościomierza zależy od tego, czy gałka nastawiania ciśnienia jest tak zamocowana na osi, że nie ma luzu pomiędzy nią a obudową przyrządu. Gdy taki luz istnieje, nacisk osiowy na gałkę może doprowadzić do oddzielenia skali nastawiania ciśnienia od mechanizmu.

Niektóre wysokościomierze produkcji amerykańskiej są szczególnie podatne na te uszkodzenia (m.in.: Aero Mechanism 8040, 8141, 8142; Kollsmann Alticoder II; Narco AR 800 i Bendix 32S2013). Użytkownicy powinni sprawdzić, czy gałka nastawiania ciśnienia jest pewnie zamocowana na osi oraz czy jest zachowana zalecana przez instrukcję wytwórcy odpowiednia odległość między gałką a podstawą. Zaleca się wykonywanie przed lotem następujących czynności:

— sprawdzenia, czy obrót gałki nastawiania ciśnienia powoduje przestawianie skali ciśnienia oraz wskazówek wysokościomierza oraz czy osiowy nacisk na gałkę podczas obrotu nie powoduje odłączania skali od mechanizmu wysokościomierza;

— sprawdzenia czy odczyt wskazań wysokościomierza odpowiada ustawieniu ciśnienia na skali.

Obsługa i niezawodność opon

W miarę wzrostu ciężaru i prędkości samolotów defekty opon stały się poważnym problemem. Niedostateczna obsługa opon wpływa bezpośrednio na ich zdolność do pracy i niezawodność. Jest tak w przypadku opon dla wysokich

ciśnien i prędkości ponad 257 km/h (160 mph), używanych na podwoziach wielokołowych. Znaczne zmniejszenie lub pełna utrata ciśnienia w jednej z opon może, wskutek zbyt dużych ugięć, doprowadzić do uszkodzenia innych opon na tej samej osi, albo do utraty zdolności przenoszenia obciążenia przez tę oponę w razie uszkodzenia innej opony.

Ryzyko defektu jest szczególnie duże podczas startu, gdy obciążenia i prędkości są najwyższe, albo podczas długiego kołowania. Może też wystąpić zmniejszenie zdolności hamowania wyrażające się przedłużeniem drogi hamowania, a także przegrzaniem pozostałych, pracujących hamulców. Szczątki uszkodzonej opony i koła mogą uszkodzić układ hydrauliczny i urządzenia przeciwpoślizgowe. Przyczyny te były wielu poważnych pożarów.

¹⁾ Publikujemy dalszy ciąg zaleceń o charakterze konstrukcyjno-eksploatacyjnym, podanych przez brytyjski nadzór lotniczy CAA dla użytkowników i wytwórców samolotów. Doświadczenia te mogą być wykorzystane w kraju.

²⁾ Civil Aviation Authority (Nadzór Lotniczy Wielkiej Brytanii).

W niektórych wypadkach samoloty opuściły pas startowy podczas przerwane go startu. Powodem przerwania były kłopoty z oponami podczas rozbiegu. Kontrola ciśnienia w oponach i ich szczelność jest niezbędna, jeżeli ma być zapewniona pełna sprawność opon. Maksymalne dopuszczalne ciśnienie w oponach zapewnia zdolność do przeniesienia większych niż normalne obciążeń. Ciśnienia w oponach powinny być codziennie dokładnie sprawdzane — kontrola wizualna jest niedostateczna. Opony muszą być przy każdej okazji dokładnie sprawdzane pod względem stanu zewnętrznego, przy tym należy pamiętać, że opona na podwoziu opartym na podłożu nie może być sprawdzona dokładnie. Należy przestrzegać kryteriów wymiany opon, a szczególnie uważnie należy sprawdzać opony poddane zbyt dużym ugięciom, nie dopomowane lub nadmiernie przegrzane przy hamowaniu.

Możliwość uszkodzenia osnowy opon, które mogą doprowadzić do wielu niebezpiecznych uszkodzeń np. instalacji, silników itp. będzie znacznie zmniejszona przy odpowiednio wykonanych czynnościach obsługowych.

A.K.

Obliczanie momentu tarcia w łożyskach tocznych

Tarcie w łożyskach tocznych zależy od wielu czynników, jak: tarcie toczenia kulek bądź rolek po bieżniach, poślizg w poszczególnych punktach kontaktu elementów tocznych wynikających z różnic prędkości liniowych oraz tarcie elementów tocznych o separator.

Oprócz tego w łożyskach szybkoobrotowych powstaje dodatkowy opór związany z siłami bezwładności (odśrodkowymi) elementów tocznych, zaś w łożyskach oporowych — z efektem żyroskopowym. Wszystkie rodzaje oporów występują jednocześnie i każdy zależy od wielu przyczyn.

Dokładne obliczenie ogólnego tarcia w łożyskach nie jest możliwe, gdyż wymagałoby to dokładnego określenia wpływu wszystkich własności elementów składowych łożyska, jak gładkość powierzchni, rozkład nacisków, własność smaru, temperatura, dopracowania (dotarcia) elementów i in. W praktyce inżynierskiej orientacyjny moment tarcia w łożysku określa się według wzoru:

$$\mu = f'_n \cdot F_r \cdot d/2$$

gdzie: μ — [daN · cm]; f'_n — zredukowany współczynnik tarcia, uwzględniający wszystkie rodzaje oporu w łożysku (orientacyjne wartości f_n dla normalnych warunków pracy i smarowania podaje tablica); F_r — obciążenie promieniowe łożyska [daN]; d — średnica czopu wału, na którym jest osadzone łożysko [cm].

Dla łożysk, przenoszących stosunkowo nieznaczne obciążenia, orientacyjna wielkość momentu tarcia wynosi:

— przy działaniu obciążenia promieniowego

$$M_T = M_o + 1,25 \cdot K \cdot F_r \cdot d_o / D_T$$

— przy działaniu obciążenia promieniowego i osiowego

$$M_T = M_o + K(1,25 F_r + 1,5 F_a) d_o / D_T$$

gdzie: F_r i F_a — obciążenie promieniowe i osiowe [daN]; M_o — moment tarcia łożyska nie obciążonego, który można

przyjąć jako równy: $M_o \approx 0,004 d_o$ [daN · cm] dla łożysk promieniowych, $M_o \approx 0,006 d_o$ [daN · cm] dla łożysk dwurzędowych sferycznych; K — współczynnik tarcia przy toczeniu (przyjmuje się $K = 0,0003 - 0,0007$ [cm]); d_o — średnica okręgu, przechodzącego przez środki kulek [cm]; D_T — średnica kulki [cm].

Moc pochłaniania przez siły tarcia w łożysku wyraża się wzorem

$$N_T = \frac{M_T \cdot \omega}{10,2} = \frac{f'_n \cdot F_r \cdot d \cdot n}{1950}$$

gdzie: N_T — [W]; F_r — [daN]; M_T — [daN · cm]; d — [mm]; n — [obr/min].

W wysokoobrotowych łożyskach opór wzrasta wskutek występowania sił bezwładności, precesji kulek, drgań i innych czynników.

TABLICA

Typ łożyska	Wielkość f_n	
	przy obciążeniu promieniowym	przy obciążeniu promieniowym i osiowym
Łożysko kulkowe		
— promieniowe jednorzędowe	0,002	0,004
— promieniowo-osiowe	0,003	0,005
— wychylne dwurzędowe	0,002	0,003
— osiowe	—	0,004
Łożysko rolkowe		
— krótkimi rolkami	0,0025	—
— stożkowe	—	0,01
— igielkowe	0,01	—

Na podstawie „Mechanizmy приводов систем управления летательными аппаратами. Справочник” М. Н. Сливникова, Москва 1975 oprac. А. К.

Rosyjskie napisy i tabliczki (II)

Radio i łączność wewnętrzna:

- 1 — telefon pokładowy/radio
- 2 — wezwanie stewarda
- 3 — telefon pokładowy — prawy pilot/lewy pilot
- 4 — sieć 1/2
- 5 — podstuch
- 6 — głośność, regulacja głośności
- 7 — głośność — radio/ogólna
- 8 — (radiostacja) UKF — I/II
- 9 — (radiostacja) komunikacyjna KF
- 10 — (radiostacja) dyspozycyjna KF
- 11 — kanał
- 12 — częstotliwość
- 13 — zakres
- 14 — strojenie
- 15 — strojenie zgrubne/strojenie dokładne
- 16 — rezerwowa, zapasowa
- 17 — odbiór/nadawanie
- 18 — łączność simpleksowa, translacja naprzemienna
- 19 — telefon/telegraf, fonia/telegraf
- 20 — przełączanie anten — komunikacyjna
- 21 — praca/ziemia
- 22 — bezkierunkowa/ramowa
- 23 — tłumienie szumów, tłumienie zakłóceń
- 24 — moc — obniżona/pełna
- 25 — działa nadajnik KF
- 26 — komunikacja/radiobusola
- 27 — radiobusola — rezerwowa/główna
- 28 — wyłączone/busola/antena/ramka w lewo — w prawo

Radar:

- 29 — skala podstawy czasu
- 30 — kontrast
- 31 — tło
- 32 — pochylenie anteny
- 33 — znoszenie
- 34 — kontrola obszaru
- 35 — kontrola szerokiego obszaru
- 36 — góry, burze; wykrywanie gór lub burz
- 37 — zakres izoecho
- 38 — samoloty, wykrywanie samolotów
- 39 — radiolatarnia
- 40 — kąt znoszenia
- 41 — stacja/wysokie (napięcie)
- 42 — jasność, jaskrawość
- 43 — ogniskowanie
- 44 — działki (skali)
- 45 — podświetlenie skali
- 46 — prędkość podróżna, prędkość względem ziemi
- 47 — wybór celu
- 48 — różniczkowanie
- 49 — (radar) „Emblema”/urządzenie odzewowe
- 50 — uwaga — radar

Instalacja płatowca:

- 51 — ciśnienie — w sieci głównej/w hydroakumulatorze/w sieci awaryjnej/w hamulcach lewym-prawym
- 52 — awaryjna stacja pomp, pompa (hydrauliczna) awaryjna
- 53 — stacja pomp — włączona/wyłączona/samoczynna
- 54 — doprowadzenie paliwa do instalacji hydraulicznej
- 55 — sygnalizacja wychylenia klap — klapy wychylają się
- 56 — podwozie — chowanie/wypuszczanie
- 57 — obrót goleni (przedniej), sterowanie golenią
- 58 — sterowanie przednim kołem włączone — pokrętkiem/pedałami
- 59 — kołowanie/wyłączone/lądowanie
- 60 — hamulec

- 61 — hamulce postojowe wyłączone
- 62 — hamulce postojowy — odhamowany/zahamowany
- 63 — automatyczne hamowanie kół — lewe/prawe/wyli.
- 64 — przycisk awaryjnego odhamowania kół
- 65 — stery odblokowane
- 66 — blokowanie włączone
- 67 — ciśnienie powietrza
- 68 — ogrzewanie — skrzydło i usterzenie/kierownice wlotowe lewe—prawe/śmigło lewe—prawe
- 69 — kontrola — lewa instalacja/prawa instalacja
- 70 — śmigło — instalacja główna/instalacja awaryjna

- 71 — początek hermetyzacji
- 72 — klimatyzacja powietrza

Różne:

- 73 — nie palić
- 74 — zapiąć pasy (bezpieczeństwa)
- 75 — zrzut awaryjny
- 76 — wyjście zapasowe — dla otwarcia:
 1. otworzyć pokrywkę
 2. obrócić dźwignię do góry
 3. otworzyć luk do wnętrza
- 77 — trap — schowany/wypuszczony

K.D.

Русские надписи и трафареты (II)

Радио- и внутренняя связь:

- 1 — СПУ/радио
- 2 — вызов бортпроводника
- 3 — СПУ — прав. пилот/лев. пилот
- 4 — сеть 1/2
- 5 — просл., прослушивание
- 6 — громкость, гр., рег. громкости, регулировка громкости
- 7 — громкость — радио/общая
- 8 — УКВ — I/II
- 9 — связн. КВ, связная КВ
- 10 — команд. КВ, командная КВ
- 11 — канал
- 12 — частота
- 13 — диапазон
- 14 — настройка
- 15 — настройка грубая/настройка плавная
- 16 — резерв.
- 17 — прием/перед., прм/прд., прием/передача
- 18 — симпл., симплекс, симплексная связь
- 19 — ТДФ/ТЛГ, телефон/телеграф
- 20 — переключение антенн — связанная
- 21 — работа/земля
- 22 — луч./шлейф., лучевая/шлейфовая
- 23 — подав. шумов, подавление шумов
- 24 — мощн. — пониж./полн., мощносьть — пониженная/полная
- 25 — работает ПРД КВ, работает передатчик КВ
- 26 — связь/АРК, связь/радиокомпас
- 27 — АРК — рез./осн., резервный/основной
- 28 — выкл./комп./ант./рам. л-п; выключено/компас/антенна/рамка в лево — в право

Радиолокатор:

- 29 — масштаб, масштаб развертки
- 30 — выделение, контраст
- 31 — фон
- 32 — наклон антенны
- 33 — снос
- 34 — обзор
- 35 — дал. обзор, дальний обзор
- 36 — горы, грозы
- 37 — изо-эхо
- 38 — самолеты
- 39 — маяк
- 40 — угол сноса
- 41 — станция/высокое
- 42 — яркость
- 43 — фокус., фокусировка

- 44 — метки
- 45 — подств. шкалы, подствет шкалы
- 46 — путевая скорость
- 47 — выбор цели
- 48 — дифференцирование
- 49 — ЭМБЛЕМА/ответ., ЭМБЛЕМА/ответчик
- 50 — внимание-локатор

Самолетные системы:

- 51 — давл. в осн. системе/в гидроаккумуляторе/в аварийной системе/в тормозах лев.-прав.
- 52 — авар. насос. станция, аварийная насосная станция
- 53 — насосная станция — вкл./выкл./автом.
- 54 — топливо в гидросистему
- 55 — сигнализация выпуска закрылков — закрылки выпускают
- 56 — шасси — уборка/выпуск
- 57 — разворот ноги
- 58 — управ. передним колесом включено — от рукоятки/от педалей
- 59 — руление/выкл./посадка
- 60 — тормоз
- 61 — стояночные тормоза выключ.
- 62 — стояночный тормоз — расторм./затормож.
- 63 — автом. тормож колес — лев./прав./выкл.
- 64 — кнопка авар. раст. колес
- 65 — рули расстопорены
- 66 — стопорение включено
- 67 — давл. воздуха
- 68 — обогрев — крыло и опер./ВНА лев.-прав./винт лев.-прав.
- 69 — контроль — лев. сист./прав. сист.
- 70 — винт — осн. сист./авар. сист.
- 71 — начало герметизации
- 72 — кондиционирование воздуха

Разные:

- 73 — не курить, не курите
- 74 — застегнуть привязные ремни, пристегнуть привязные ремни
- 75 — авар. сброс, аварийный сброс
- 76 — запасный выход — для открывания:
 1. открыть крышку
 2. повернуть ручку вверх
 3. открыть люк внутрь
- 77 — trap — убран/выпущен

K. D.

WCT/34/K/79

Nawierzchnie gruntowe dla samolotów rolniczych

Wzrost usług lotniczych dla rolnictwa, leśnictwa i ochrony naturalnego środowiska w kraju wymaga urządzenia zwiększonej liczby lądowisk. W artykule podane są sposoby przygotowania nawierzchni gruntowych i darniowych na lądowiskach.

Samolot i śmigłowiec, z uwagi na coraz częstsze uczestniczenie w procesie produkcji rolnej, a także w zabiegach związanych z ochroną i rozwojem naturalnego środowiska, stają się niezbędne jako elementy mechanizacji robót rolniczych. Ten dynamiczny rozwój usług lotniczych dla rolnictwa wymaga przygotowania zwiększonej liczby lądowisk odpowiadających aktualnym potrzebom.

W TLiA nr 8/78 podano wskazania dotyczące wyboru terenów pod lądowiska, ocenę przydatności nawierzchni gruntowych do startów i lądowań samolotów rolniczych oraz opis najważniejszych prac związanych z przygotowaniem pola wzlotów.

Ponieważ obok wymiarów w planie i rzeźby terenu zasadnicze znaczenie ma urządzenie na wytypowanym lądowisku odpowiedniej nawierzchni, zapewniającej bezpieczne starty i lądowania samolotów, w niniejszym artykule podano praktyczne sposoby przygotowania takich nawierzchni.

Wybór terenu pod lądowisko

Ze względu na czasowy charakter wykorzystania lądowisk — tylko w odpowiednich dla zabiegów agrotechnicznych porach roku — ich rozmieszczenie powinno uwzględniać możliwość użytkowania dla bieżących potrzeb rolniczych zajętego na ten cel terenu. W tym celu lądowiska powinny być urządzone na istniejących naturalnych pastwiskach, łąkach, ugorach itp., odpowiednio odwodnionych i zadarnionych [2]. W przypadku braku istniejących naturalnych piaszczyzn, lądowiska takie należy urządzać na wytypowanych do tego celu terenach użytkowych.

Za najwłaściwsze grunty pod lądowiska uważa się takie, które charakteryzują się dostateczną wytrzymałością, małą spoiistością, nawet przy przewilgoceniu, małą pylnością oraz zdolnością szybkiego porostu pokrywy trawiastej. Do tej grupy można zaliczyć grunty o składzie granulometrycznym zbliżonym do piasków gliniastych i lekkich glin piaszczytych.

Wykonanie nawierzchni gruntowej

Budowa nawierzchni gruntowej, w zależności od warunków miejscowych, w głównej mierze sprowadza się do wyrównania pasa startowego, nadania mu podłużnych i poprzecznych spadków zapewniających szybki spływ wód opadowych z powierzchni oraz zagęszczenia gruntu. Zagęszczenia gruntu najdogodniej jest dokonać za pomocą wielokołowych ogumionych lub metalowych gładkich walców drogowych, przy czym najlepsze efekty zagęszczenia uzyskuje się przy użyciu wielokołowych ogumionych walców i przy wilgotności gruntu zbliżonej do wartości optymalnej określonej zgodnie z normą PN-75/B-04481.

Równość nawierzchni pasa startowego określa się wizualnie lub za pomocą przejeźdźności samochodu. Stwierdzone nierówności należy dokładnie zlokalizować za pomocą 3-metrowej łaty przykładanej do powierzchni terenu. Prześwit między łatą i gruntem w miejscu nierówności nie może przekraczać ± 4 cm. Po dokładnym wyrównaniu i zagęszczeniu powierzchni gruntowej należy określić jej wytrzymałość. Wytrzymałość nawierzchni gruntowej, wyrażającą się dopuszczalną głębokością koleiny, określa się podczas próbnego kołowania samolotu z prędkością 8–15 km/h lub pośrednio za pomocą sondy udarowej zliczając uderzenia obciążnika przypadające na 10 cm pograżenia igły sondy w grunt. Rysunek sondy udarowej i dopuszczalne głębokości kolein dla niektórych samolotów podano w pracy [2].

Ponieważ używalność nawierzchni gruntowych w dużym stopniu uzależniona jest od warunków atmosferycznych

(tworzenie się dużych kolein i nierówności przy nadmiernym nawilgoceniu gruntu i duża pylność przy bezdeszczowej pogodzie), należy dążyć do ich zadarnienia.

Wykonanie nawierzchni darniowej

Nawierzchnię darniową można uzyskać przez posiew traw na wcześniej przygotowanym podłożu lub przez ułożenie naturalnych płatów darniny. Jakość nawierzchni darniowej, wyrażająca się wytrzymałością na nacisk i ścieranie, zależy od prawidłowego dla danego klimatu i środowiska doboru komponentów runi roślinnej i zachowania odpowiednich norm wysiewu nasion. Jakość pokrywy trawiastej, stanowiącej górną warstwę gleby utworzoną przez gęsto przeplatane korzenie roślin, określa się ilością pedów traw przypadających na jednostkę powierzchni (tabl. 1).

W skład lotniskowych mieszanek darniotwórczych powinno wchodzić od 3–7 komponentów, stanowiących trzy podstawowe grupy biologiczne roślin z rodziny trawiastej (kłączaste, luźno- i gęstokrzaczaste) i grupy z rodziny motylkowatych, najbardziej odpowiednich w danych warunkach klimatycznych i glebowych. W skład każdej mieszanki powinno wchodzić 85–90% ziarn z rodziny trawiastej i 10–15% jednego — dwóch rodzajów z rodziny motylkowatych. Optymalny stosunek grup biologicznych w mieszance trawiastej zależy od składu mechanicznego gleby i stopnia jej nawilgocenia [1] (tabl. 2).

Aby racjonalnie i ekonomicznie wykorzystać nasiona traw, zaleca się stosować zróżnicowane normy ich zasiewu na różnych odcinkach lądowiska. W tym celu niezbędną ilość nasion na 1 ha określa się ze wzoru:

$$N_0 = \frac{ZV}{100}$$

po czym wprowadza się współczynnik poprawkowy n , uwzględniający poszczególne elementy lądowiska (tabl. 3).

Konieczną ilość nasion dla zadarnienia całego lądowiska oblicza się ze wzoru [1]:

$$N = \frac{Z \cdot V \cdot n \cdot G_{sr}}{G_f \cdot 100} \cdot h \text{ [kg]}$$

gdzie: Z — norma na 1 ha powierzchni zasiewu przy 100% stanie [kg], V — rzeczywisty procent udziału stanu, n — współczynnik poprawkowy (tabl. 3), G_{sr} — średnia zdolność wzrostu 2 klasy nasion, G_f — faktyczna zdolność wzrostu nasion z uwzględnieniem czystości i wschodzenia, określona przez stację zdatności nasion, h — powierzchnia zasiewu [ha].

Do zapewnienia dogodnych warunków kiełkowania i porostu traw wskazane jest użyczenie gleby nawozami mineralnymi lub organicznymi, które powinno się rozsiewać wczesną wiosną lub jesienią. Nawożenie środkami organicznymi jak torf, obornik i sidorat (nawóz roślinny) stosuje się na glebach o miąższości warstwy humusowej nie przekraczającej 10 cm. Nawożenie to jest szczególnie efektywne na glebach biellicowych, lekko piaszczystych oraz piaszczysto-gliniastych. Po wysianiu lub rozścieleniu nawozów, należy je przemieszać z glebą za pomocą frezy gruntowej lub bron talerzowych.

Najlepsze efekty wzrostu traw uzyskuje się przy dwustopniowym ich zasiewie. Najpierw wysiewa się trawy o nasionach grubych (powyżej 5 mm), które mieszają się z glebą na głębokość 2–3 cm na gruntach spoiwych i na głębokość 3–4 cm na gruntach sypkich. Następnie wysiewa się trawy o nasionach drobnych (poniżej 5 mm) mieszając je z glebą odpowiednio na głębokość 0,5–1,0 i 1,5–2,0 cm lekkimi bronami lub włókami z chrustu. Po przemieszaniu, całą powierzchnię waluje się walcami o masie do 3 t w przypadku gruntów sypkich i o masie do 0,3–0,5 t w przypadku gruntów spoiwych.

Aby przyspieszyć termin oddania lądowiska do użytku, należy zadarnić powierzchnię pasa startowego przez układa-

TABLICA 1

Ocena jakości pokrywy trawiastej	Liczba pędów traw na 400 cm ²	
	gleby biellicowe	gleby czarnoziemne
Bardzo dobra	powyżej 300	powyżej 200
Dobra	200 ÷ 300	100 ÷ 200
Dostateczna	100 ÷ 200	50 ÷ 100
Niedostateczna	poniżej 100	poniżej 50

TABLICA 2

Biologiczna grupa traw	Zawartość grupy biologicznej w mieszanke [%]		
	gleby o normalnej i nadmiernej wilgotności		gleby dostatecznie wilgotne
	ciężkie	lekkie	
Kłaczaste	25 ÷ 35	50 ÷ 60	20 ÷ 30
Luźno- i gęsto-krzacaste	50 ÷ 65	30 ÷ 45	55 ÷ 70
Motylkowate	10 ÷ 15	10	10 ÷ 15

nie dowożonej pokrywy darniowej. Sposób ten szczególnie jest zalecany przy naprawie uszkodzonych odcinków nawierzchni trawiastej. Przed układaniem płyt darniny należy przygotować odpowiednie podłoże, co polega na dokładnym wyrównaniu podłoża, spulchnieniu gruntu na ok. 5 cm, użyźnieniu go nawozami mineralnymi i nawilgoceniu. Przy mniejszych płaszczyszach wykonuje się prostokątne koryta głębokości mniejszej o 1÷2 cm od płyt darniny przewidzianej do układania jednak z takim wyliczeniem, aby po wałowaniu lub ubiciu powierzchnia odpowiadała poziomowi przyległej naturalnej nawierzchni darniowej. Na odcinkach przewidzianych do poboru darniny, należy wcześniej skosić trawę. Płaty darniny powinny być chronione przed utratą wilgotności i układane w miejscu przeznaczenia bezpośrednio po wycięciu. Przy układaniu darniny na ciężkich glebach, grubość płyt nie powinna przekraczać 6÷8 cm, na glebach lekkich do 12÷18 cm. Płaty darniny na danym odcinku nie powinny różnić się grubością. Poszczególne płyty układa się szczerlnie w korycie, a szczeliny między nimi wypełnia się gruntem organicznym, po czym powierzchnię zagęszcza się za pomocą ciężkich gładkich walców drogowych. Przy układaniu na odcinku piaszczystym lub pochyłym płyty darniny przed uwalowaniem mocuje się do podłoża za pomocą drewnianych palików. Paliki nie powinny być krótsze niż 1,5 grubości układanych płyt darniny, a ich liczba nie powinna być mniejsza od dwóch na 1 m².

Przesadzanie darniny powinno odbywać się w wilgotnej porze roku. W przypadku suchej pogody należy darninę bezpośrednio po ułożeniu zwilżyć wodą. Zabieg nawilżania należy powtarzać aż do chwili pełnej adaptacji runi trawiastej.

Urządzoną w powyższy sposób nawierzchnię darniową, w zależności od jakości i pielęgnacji darniny, można oddać do użytku po upływie 0,5÷1,5 miesiąca.

Poprawa własności fizykomechanicznych gruntu

Doświadczenia wykazują, że przez dodanie niewielkich ilości składników chemicznych można w znacznym stopniu poprawić własności fizykomechaniczne gruntów tj.: stopień hydrofilności (zwilżalność), współczynnik filtracji, nasiąkliwość, skład strukturalny, własności koloidalne itp. Wykorzystując te możliwości można znacznie użyźnić grunt przez odpowiednie dozowanie środków chemicznych i tym samym polepszyć wzrost traw i rozrost darniny.

Jedną z najbardziej efektywnych metod poprawiających własności fizykomechaniczne i strukturalne gruntu jest jego wzmocnienie sposobem biochemicznym. Polega to na wprowadzeniu do gruntu środków chemicznych takich jak: substancje fosforopochodne (superfosfat, zwykły podwójny, potrójny, fosforan dwuwapniowy, kwas fosforowy itp.), wodne roztwory polimerów organicznych, wapno mielone, palone, emulsje bitumiczne, cementy.

Dozowanie środków chemicznych ustala się doświadczalnie w zależności od pory roku, wilgotności gruntu, szaty trawiastej, rodzaju reagentu oraz przeznaczenia odcinka pola wlotów. Orientacyjne wartości poszczególnych dodatków ulepszących podane są w tabl. 4. Przedozowanie tych środków wpływa ujemnie na biosferę gleby, należy więc zwracać szczególną uwagę na ich odpowiednie dozowanie i rozprowadzanie w glebie.

Wzmocnienia biochemicznego nawierzchni darniowej można dokonać przez nasycenie lub zmieszanie na miejscu.

Wzmocnienie przez nasycenie

Wzmocnianie nawierzchni darniowej przez nasycenie polega na przygotowaniu niezbędnej ilości środka chemicznego o odpowiednim stężeniu w roztworze wodnym (nie powinno ono przekraczać 0,5÷0,7%, gdyż roztwór o takim stężeniu najlepiej wnika w warstwę gleby na głębokość 10÷15 cm) i równomiernym spryskiwaniu nim nawierzchni gruntowej lub darniowej. W ten sposób można wzmocnić nawierzchnie darniowe i gruntowe, ale tylko przy użyciu komponentów w roztworze wodnym. Komponentami takimi mogą być: nityl poliakrylanu, wodoran chloru, lateksy, emulsje bitumiczne zwykle i aktywowane kwasem fosforowym i in.

Czynności technologiczne stosowane przy użyciu tej metody są następujące: spulchnienie gleby bronami talerzowymi, kultywatorami lub bronami, równomierne spryskanie nawierzchni gruntowej środkami chemicznymi w wodnym roztworze, uwalowanie nawierzchni walcami lekkimi a następnie ciężkimi, spulchnienie górnej warstwy 2÷3 cm nawierzchni za pomocą bron, zasianie trawy, wałowanie nawierzchni walcami 2÷3-tonowymi, wyrównawcze spryskanie nawierzchni środkami chemicznymi.

Aby nie spowodować porażenia górnej warstwy pokrywy trawiastej łącznie z jej systemem korzeniowym, biochemicznego wzmocnienia warstwy gleby należy dokonywać tylko przy zaleconych stężeniach poszczególnych komponentów. Maksymalnie dopuszczalne stężenie można określić przez próbne spryskanie działek doświadczalnych. Jeśli w ciągu kilku dni po spryskaniu nie wystąpi uszkodzenie lub zanik naziemnej części szaty trawiastej, stężenie takie można stosować do zamierzonych robót.

Wzmocnioną biochemicznie przez nasycenie nawierzchnię darniową można eksploatować po upływie trzech dni od chwili zabiegu.

Wzmocnienie przez zmieszanie na miejscu

Technologia budowy darniowych nawierzchni wzmocnionych tą metodą polega na: spulchnieniu gleby na głębokość 5÷10 cm, usunięciu kamieni i innych zanieczyszczeń, wyrównaniu i nadaniu odpowiednich spadków nawierzchni, rozdrobnieniu gruntu za pomocą 5÷10 przejeżdżonej brony talerzowej lub 1÷2 przejeżdżonej frezy gruntowej, rozprowadzeniu na nawierzchni sproszkowanych komponentów i zmieszaniu ich z gruntem, zwilżeniu mieszanki gruntowej wodą i rozprowadzeniu na niej komponentów w roztworze wodnym, powtórnym wymieszaniu mieszanki, wyrównaniu powierzchni, zagęszczeniu nawierzchni walcami poczynając od lekkich do ciężkich włącznie, powtórny spulchnieniu górnej warstwy (2÷3 cm) nawierzchni, zasianiu trawy, zabronowaniu, zagęszczeniu nawierzchni walcami 2÷3-tonowymi, uzupełnianiem nawilżeniu nawierzchni.

Przy stosowaniu dwóch rodzajów sproszkowanych komponentów należy je osobno rozsywać i mieszać z gruntem.

Wszystkie prace związane z utrzymaniem, naprawą i zapewnieniem normalnej eksploatacji lotniskowych nawierzchni darniowych wzmocnionych sposobami biochemicznymi są

TABLICA 3

Elementy pola wlotów	Współczynnik poprawkowy n
Odcinki nie eksploatowane przez samoloty	0,25
Końcowe odcinki bezpieczeństwa	0,25 ÷ 0,5
Boczne pasy bezpieczeństwa	0,5 ÷ 1,0
Robocza część pasa startowego	1,5 ÷ 2,5

TABLICA 4

Część pola wlotów	Dodatek reagentów [% od masy gruntu]				
	superfosfat	wapno mielone	wodzian chloru	emulsja bitumiczna	cement
DS, DK, MP	1 ÷ 3	1 ÷ 2	0,005 ÷ 0,01	1 ÷ 5 wg asfaltu	1 ÷ 3
Boczne i ezolowe pasy bezpieczeństwa	0,7 ÷ 1,7	0,6 ÷ 1,3	0,003 ÷ 0,006	0,5 ÷ 3	

cd. na str. 24

Uwagi o dyszy urządzenia do obróbki strumieniowo-ściernej

Dr inż. ANTONI TARNOGRODZKI
Politechnika Warszawska

W pracy przedstawiono pewne rozwiązania dyszy urządzenia do wykańczającej obróbki strumieniowo-ściernej, m.in. dyszę o przekroju poprzecznym prostokątnym oraz dyszę o przekroju kołowym z wahającym się strumieniem. Zastosowanie dyszy ze zwichrzonym strumieniem w obróbce łopatek lotniczych turbin i sprężarek osiowych umożliwia uzyskanie odpowiedniego rozkładu kąta natrysku wzdłuż rozpiętości łopatki. Natomiast zastosowanie dyszy z wahającym się strumieniem umożliwia, przy nieruchomej dyszy, okresową zmianę kąta natrysku, przez co eliminuje się zjawisko tzw. kopiowania nierówności.

Na wstępie przytoczymy niektóre wiadomości z gazodynamiki [1, 2]. Rozpatrzmy wypływ powietrza ze zbiornika przez dyszę zbieżną lub zbieżno-rozbieżną (dyszę Lavalą), przy czym w tym ostatnim przypadku ograniczymy się wyłącznie do rozpatrzenia wypływu naddźwiękowego.

Jeśli dysza jest krótka (a w przypadku dyszy zbieżno-rozbieżnej nie występują fale uderzeniowe), można przyjąć, że przepływ w dyszy jest izentropowy, wobec czego ciśnienie spiętrzenia w przekroju wylotowym jest równe ciśnieniu zbiornikowemu.

Przez p_0 , p_w , p_z oznaczymy kolejno: ciśnienie w zbiorniku, ciśnienie statyczne w przekroju wylotowym dyszy, ciśnienie zewnętrzne, przez M_w — liczbę Macha w przekroju wylotowym. Dla powietrza krytyczny stosunek ciśnień ma wartość 0,528.

Jeśli dysza jest zbieżna, możliwe są następujące trzy przypadki wypływu:

- $p_z/p_0 > 0,528$, wówczas $M_w < 1$ i oraz $p_w = p_z$ — jest to wypływ poddźwiękowy,
- $p_z/p_0 = 0,528$, wówczas wypływ jest krytyczny,
- $p_z/p_0 < 0,528$, wówczas $M_w = 1$ oraz $p_w > p_z$ — jest to wypływ krytyczny z rozprężaniem poza dyszą. W dalszych rozważaniach będzie występował wyłącznie ten przypadek wypływu.

Jeśli dysza jest zbieżno-rozbieżna, możliwe są następujące trzy przypadki wypływu: $p_w < p_z$, $p_w = p_z$, $p_w > p_z$, nazywane kolejno: wypływem ze sprężaniem poza dyszą, wypływem obliczeniowym, wypływem z rozprężaniem poza dyszą. W dalszych rozważaniach będą występować wszystkie trzy przypadki.

W przypadku wypływu naddźwiękowego ze sprężaniem poza dyszą, wypływający strumień jest na pewnej swojej długości zbieżny. Efekt ten może być wykorzystany w urządzeniu do obróbki strumieniowo-ściernej, dając w wyniku spójny naddźwiękowy strumień ziaren ściernych.

Przyjmijmy, że dysza ma przekrój poprzeczny prostokątny. Rozpatrzmy wypływ z rozprężaniem — z dyszy zbieżnej lub zbieżno-rozbieżnej, mającej skośny przekrój wylotowy.

Posłużymy się rys. 1. Jeśli $\varphi = 0$, to $\alpha = 0$; jeśli natomiast $\varphi \neq 0$, to $\alpha \neq 0$.

Stwierdzono doświadczalnie, że kąt α jest tym większy, im większe są wartości kąta φ i stosunku ciśnień p_w/p_z . Stwierdzenie to odnosi się tylko do pewnych zakresów zmienności wielkości φ i p_w/p_z .

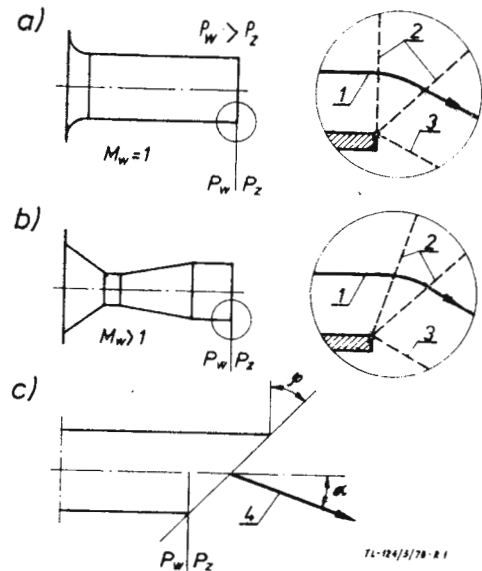
Następnie rozpatrzmy wypływ z rozprężaniem z dyszy zbieżnej oraz wypływ naddźwiękowy z dyszy zbieżno-roz-

bieżnej w przypadku, gdy dysze te są wyposażone w płytkę odchylającą wypływający strumień.

W przypadku dyszy zbieżnej (rys. 2) stwierdzono doświadczalnie, że kąt α jest tym większy, im większe są wartości kąta Θ i stosunku ciśnień p_w/p_z oraz im mniejsza jest odległość l ; w przypadku dyszy zbieżno-rozbieżnej stwierdzono, że kąt α jest tym większy, im większy jest kąt Θ i im mniejsza jest odległość l ; oba te stwierdzenia odnoszą się tylko do pewnych zakresów zmienności wielkości: Θ , p_w/p_z i l .

Na rys. 3 przedstawiono wypływ dwufazowy (powietrze-woda) z dyszy zbieżno-rozbieżnej w przypadku, gdy spełniony jest warunek $p_w < p_z$ oraz gdy dysza wyposażona jest w płytkę odchylającą wypływający strumień (jest to nieco inne rozwiązanie odchylania strumienia niż pokazane na rysunkach 2 i 4b). Widać z rysunku, że:

- wypływający osiowo z dyszy strumień wody ma stały przekrój poprzeczny oraz że jest to strumień naddźwiękowy,



Rys. 1. Wypływ z rozprężaniem: a) dysza zbieżna, b) dysza zbieżno-rozbieżna, c) średni kierunek wypływającego strumienia: 1 — linia prądu, 2 — zogniskowana fala rozrzedzeniowa, 3 — granica strumienia, 4 — średni kierunek wypływającego strumienia

- płytka odchylająca nie kontaktuje się ze strumieniem wody,
- odchylony strumień wody jest na pewnej swojej długości spójny.

Dysza ze zwichrzonym strumieniem [3]

Na rys. 4 przedstawiono dwa rozwiązania dyszy. W rozwiązaniu pokazanym na rys. 4a dysza jest zbieżna lub zbieżno-rozbieżna, przy czym ma miejsce wypływ z rozprężaniem poza dyszą. W rozwiązaniu pokazanym na rys. 4b

cd. ze str. 23

analogiczne do zalecanych dla zwykłych nawierzchni darniowych.

Właściwie zadarnione lądowisko zachowuje dobre własności techniczno-eksploatacyjne przeciętnie przez okres 2÷15 lat. Przedłużenie eksploatacyjnej wartości runi darniowych możliwe jest przy jak najdłuższym utrzymaniu świeżości zadarnienia.

W niniejszym artykule pominięto inne sposoby wzmacniania i stabilizacji gruntów, takie jak: wzmocnienie przez doziarnianie, wzmocnienie cementem, wapnem, bitumem itp.

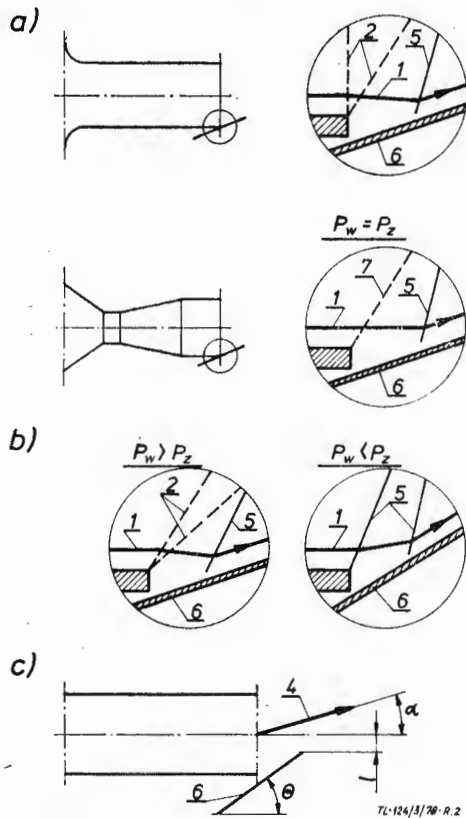
jako zbyt pracochłonne i kosztowne dla tymczasowego charakteru lądowisk.

LITERATURA

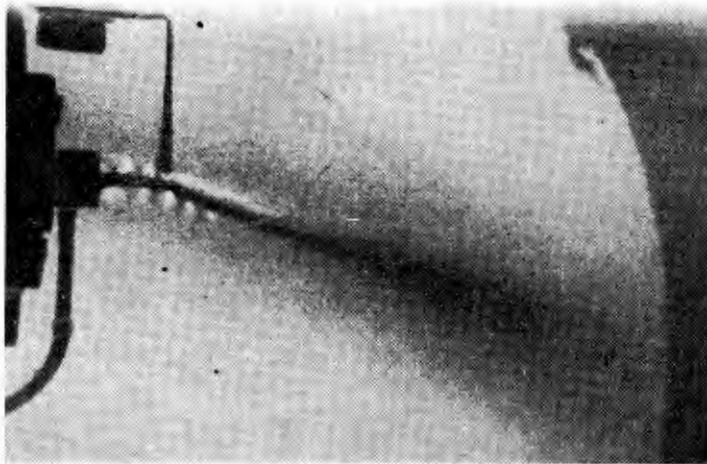
1. Sielskochozajstwiennyje aerodromy. Moskwa, Transport, 1974 r.
2. F. KAZMIERCZYK: Urządzenie lądowisk do celów agrolotniczych. Technika Lotnicza i Astronautyczna nr 8, 1978 r.
3. Instrukcja Lotnictwa — utrzymanie nawierzchni darniowych na lotniskach. MON — Inspektorat Lotnictwa, Warszawa, 1965 r.
4. J. JANECKI: Doskonalenie wartości technicznej lotniskowej nawierzchni darniowej. Przegląd Wojsk Lotniczych i WOPK nr 12, 1974 r.

W.K.

dysza jest bądź zbieżna, przy czym ma miejsce wypływ z rozprężaniem poza dyszą, bądź zbieżno-rozbieżna, przy czym ma miejsce wypływ naddźwiękowy.



Rys. 2 a) dysza zbieżna, b) dysza zbieżno-rozbieżna, c) średni kierunek wypływającego strumienia: 1-4 jak na rys. 1, 5 — skośna fala uderzeniowa, 6 — płytka, 7 — linia Macha odpowiadająca niezakłóconemu wypływowi z dyszy



Rys. 3. Dysza zbieżno-rozbieżna — wpływ dwufazowy (powietrze-woda)

Dysza z wahającym się strumieniem [4]

W rozwiązaniu pokazanym na rys. 5 dysza jest zbieżna lub zbieżno-rozbieżna, przy czym ma miejsce wypływ z rozprężaniem poza dyszą, tzn. $p_w > p_z$. Ruch obrotowy nasadki ze skośnym przekrojem wylotowym powoduje, że wypływający z dyszy strumień waha się w płaszczyźnie (x, y) .

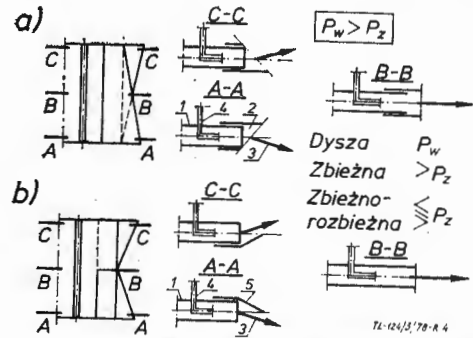
* * *

Przy wykańczającej obróbce strumieniowo-ścierniej łopatek lotniczych turbin i sprężarek osiowych ziarna ściernie mają dostatecznie małą średnicę, a więc mogą być rozprężane do prędkości naddźwiękowej.

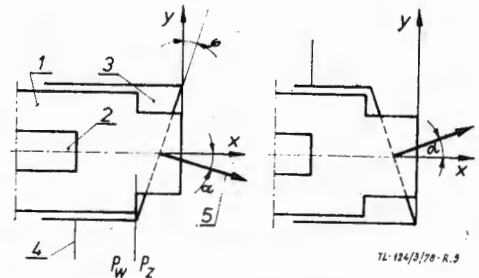
Łopátka jest zwichrzona geometrycznie, wobec czego w trakcie jej obróbki należy zapewnić odpowiedni rozkład (wzdłuż rozpiętości łopátki) kąta natrysku. W dotychczasowych rozwiązaniach rozkład ten jest realizowany za pomo-

cą urządzenia zapewniającego odpowiedni ruch względny dyszy i łopátki w trakcie obróbki.

Stosując dyszę ze zwichrzonym strumieniem, szczególnie



Rys. 4. Dwa rozwiązania dyszy ze zwichrzonym strumieniem: 1 — dysza zbieżna lub zbieżno-rozbieżna o przekroju prostokątnym, 2 — nasadka ze zmieniającym się liniowo (wzdłuż rozpiętości dyszy) kątem φ , 3 — średni kierunek wypływającego strumienia, 4 — przewód doprowadzający ziarna lub mieszaninę ścierną, 5 — nasadka ze zmieniającą się liniowo (wzdłuż rozpiętości dyszy) odległością l



Rys. 5. Dysza z wahającym się strumieniem: 1 — dysza zbieżna lub zbieżno-rozbieżna o przekroju poprzecznym kołowym, z odpowiednio ukształtowanym zakończeniem, 2 — przewód doprowadzający ziarna lub mieszaninę ścierną, 3 — nasadka ze skośnym przekrojem wylotowym, 4 — dźwignia służąca do obracania (odpowiednio napędzana) nasadki względem osi dyszy, 5 — średni kierunek wypływającego strumienia

jej rozwiązanie pokazane na rys. 4b, gdy spełniony jest warunek $p_w < p_z$ można w prostszy niż dotychczas sposób zrealizować odpowiedni rozkład (wzdłuż rozpiętości łopátki) parametrów strumienia ziarn ściernych.

Często na powierzchni łopatek występują nierówności, które w czasie obróbki są przenoszone w głąb materiału łopátki. W celu uniknięcia tego zjawiska w dotychczasowych urządzeniach zapewnia się odpowiedni ruch względny dyszy i obrabianej łopátki. Wydaje się, że zastosowanie do tego celu dyszy z wahającym się strumieniem jest rozwiązaniem prostszym.

LITERATURA

1. W. J. PROSNAK: Mechanika płynów, PWN, 1971, t. 2.
2. A. TARNOGRODZKI: Wykłady i ćwiczenia z mechaniki cieczy i gazu, skrypt, WPW, 1974.
3. A. TARNOGRODZKI: Dysza szczelinowa urządzenia do obróbki strumieniowo-ścierniej. Wnioski patentowe P 206525 i P 206526 z dnia 2.05.1978.
4. A. TARNOGRODZKI: Dysza urządzenia do obróbki strumieniowo-ścierniej. Wniosek patentowy P 206527 z dnia 2.05.1978.

W NASTĘPNYM NUMERZE

W nrze 9/79 TLiA m.in. ukażą się następujące materiały. Art. wstępny omawia spotkania lotników w Dęblińskiej „Szkole Orła” z udziałem Edwarda Gierka i ministra Obrony Narodowej gen. armii W. Jaruzelskiego. Spotkanie odbyło się z okazji pierwszej rocznicy startu Polaka w kosmos.

Do nowych, interesujących materiałów należy zaliczyć publikację A. Glassa pt. „Nowości na Paryskim Salonie Lotniczym 1979 r.”.

W KARTOTECE TLiA omówiono amerykański samolot pokładowy do zwalczania okrętów podwodnych Lockheed S-3A Viking oraz argentyński samolot szturmowy FMA IA-58 Pucara.

W PROTOTYPACH opisano silniki tłokowe Sacma — Francja, natomiast w PROJEKTACH — pięciomiejscowy samolot turystyczny z dwoma wentylatorami napędowymi Koehler Twin Fan — RFN.

W naszej stałej rubryce Z DZIEJÓW... w art. pt. „Lot C. Adera na Avion III...” — A. Glass przedstawia rzeczywiste zasługi pioniera lotnictwa francuskiego z XIX w. C. Adera.

British Aerospace Corp. BAe. 146 • W. Brytania •

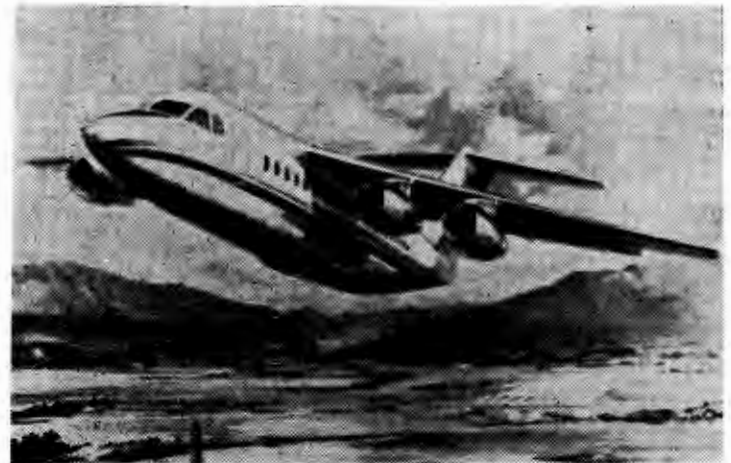
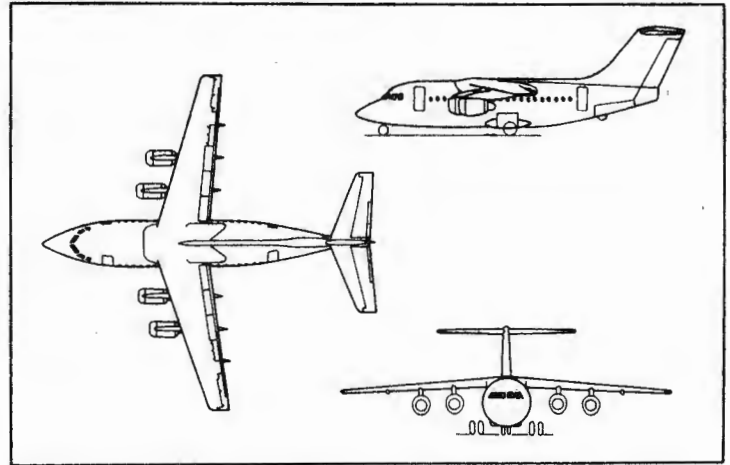
Odrzutowy samolot pasażerski na linie lokalne

W połowie 1978 r. wznowione zostały przez British Aerospace Corp. prace nad zawieszonym w 1974 r. projektem HS.146, obecnie BAe.146, który zapoczątkowała upaństwowiona ostatnio firma Hawker Siddeley Aviation. BAe.146 jest odrzutowym górnopłatem z czterema silnikami o dużym stosunku nateżeń przepływu mającym zastąpić na trasach o długości 200–400 km mało komfortowe samoloty śmigłowe (F.27, HS.748, YS-11) i zbyt duże lub za mało elastyczne w eksploatacji samoloty odrzutowe (DC-9, Boeing 737, F.28, BAC-111). Stwierdzono, że w latach 1978–1990 potrzeba będzie ok. 1100 samolotów na trasy o tej długości, z czego 360 spodziewa się dostarczyć British Aerospace.

Płat samolotu BAe.146 o skosie 15° ma grube profile (15% u nasady) zapewniające duży współczynnik siły nośnej — 3,38 w warunkach lądowania — mimo zastosowania jedynie prostych klap Fowlera. Poza tym płat zaopatrzony jest w spoilery do wspomagania lotek i spoilery do lądowania. Kadłub ma średnicę 3,56 m, co daje większą szerokość kabiny niż w przypadku samolotu DC-9, umożliwiając umieszczenie pięciu lub sześciu foteli w rzędzie. Drzwi znajdują się z przodu i z tyłu kabiny. W wersji BAe.146-100 kadłub będzie mieścił 71–94 pasażerów, a w wersji BAe.146-200 — 82–109 pasażerów. W wersji towarowej ma zabierać cztery palety standardowe i jedną paletę o mniejszej szerokości. Wersja wojskowa będzie zaopatrzona w ogonową klapę lądunkową. Napęd stanowią silniki Avco Lycoming ALF502H o stosunku nateżeń przepływu 6:1 i ciągu startowym 2980 daN przy jednostkowym zużyciu paliwa 0,43 kg/daNh. Dla wersji wojskowej ciąg silników ma być zwiększony do 3780 daN. Trwałość międzynaaprawcza silników wynosi 4000 h. Silniki nie mają odwracaczy ciągu, zamiast nich na ogonie kadłuba umieszczone są hamulce aerodynamiczne. Samolot wyposażony jest w pomocniczy agregat napędowy z generatorami o mocy 40 kVA, który uniezależnia go od urządzeń lotniskowych.

W porównaniu z samolotami śmigłowymi samolot BAe.146 będzie zabierał dwa razy więcej pasażerów i będzie o 10–15 dB mniej hałaśliwy, przy czym dzięki dużemu nadmiarowi ciągu będzie mógł korzystać z krótszych pasów startowych (1200 m w warunkach ISA +20°C) i będzie miał większe wznoszenie. W porównaniu z samolotami odrzutowymi ma zużywać o 15–30% mniej paliwa, a jego koszty eksploatacyjne na kilometr lotu mają być o 20% niższe. Minimalny współczynnik wykorzystania miejsc zapewniający rentowność ocenia się na 45%.

Budowę pierwszego prototypu rozpoczęto w połowie 1974 r., pierwszy lot przewidziany jest na koniec 1980 r., a rozpoczęcie budowy pierwszych samolotów seryjnych wersji 100 — na koniec 1981 r.



Dane techniczne (w nawiasach — wersja 200): rozpiętość 26,36 m; długość 26,16 (28,38) m; wysokość 8,61; powierzchnia płata 77,30 m²; masa samolotu pustego 19 500 (20 900) kg; normalny zapas paliwa 11 546 l; zwiększony zapas paliwa 12 911 l; maks. masa startowa 33 500 (39 700) kg; przelotowa liczba Macha 0,7; maks. zasięg przy udźwigu 5000 kg z rezerwą paliwa 2600 km.

W.K.

Lockheed Seastar • USA •

Odrzutowa łódź latająca dla US Navy

Łodzie latające, które swego czasu należały do standardowego wyposażenia lotnictwa morskiego każdego większego państwa, zniknęły niemal całkowicie z uzbrojenia marynarki wojennej. Mają one dosyć istotne wady, jak stosunkowo nieduży udźwig i wysokie koszty eksploatacyjne i utraciły swe znaczenie wówczas, gdy samoloty lądowe, mogące wykonywać zadania w sposób bardziej efektywny, zaczęły korzystać, dzięki większej mocy i niezawodności silników, z krótszych i gorzej przygotowanych pasów startowych, a równocześnie zwiększyła się znacznie liczba lotnisk.

Ostatnio firma Lockheed zaczęła poszukiwać nowych koncepcji łodzi latających, które mogłyby spełnić wymagania marynarki wojennej USA. Przeprowadzone przez nią studia wykazują, że nowoczesna łódź latająca — amfibia mogłaby wykonywać wiele zadań, które dotychczas należały wyłącznie do samolotów lądowych, śmigłowców i okrętów, a mianowicie:

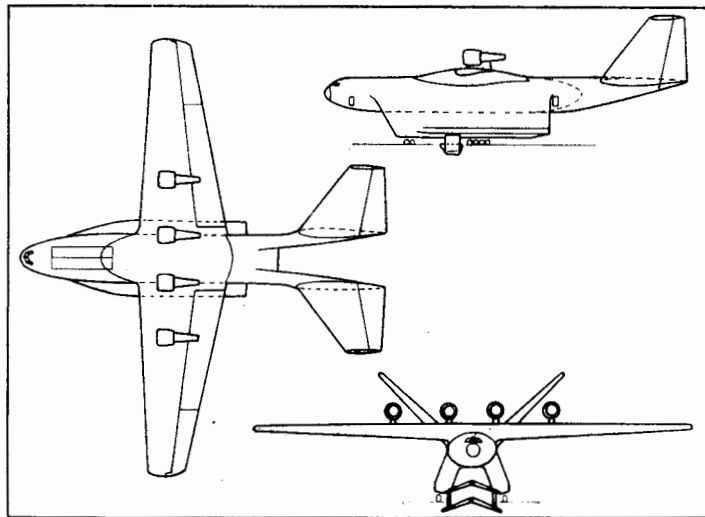
— zaopatrywanie okrętów,



- przewóz załóg okrętów podwodnych,
- wsparcie w akcjach ratunkowych,
- poszukiwanie min.

Jednak największe nadzieje rokuje zastosowanie nowoczesnych łodzi latających do ochrony konwojów morskich, tj. do wykrywania i niszczenia nieprzyjacielskich okrętów podwodnych i nawodnych, a także samolotów. Zadanie to wymaga umieszczania na wodzie w odległości ok. 90 km przed i za konwojem urządzeń do wykrywania okrętów podwodnych. Wynika stąd konieczność wodowania co 180 km i przebywania na wodzie przez 5-6 h (przy założeniu prędkości konwoju ok. 20 węzłów).

Do wykonywania tych zadań firma Lockheed zaprojektowała łódź latającą — amfibie Seastar. Jej charakterystyczną cechą jest ukształtowanie dołu kadłuba w układzie katamarana z chowanym płatem podwodnym. Układ katamarana zapewnia lepsze własności na falach o wysokości do 3 m (długość katamarana jest krótsza od długości fali wynoszącej ok. 80 m przy wysokości 3 m) i lepszą stateczność boczną eliminującą konieczność stosowania pływaków podskrzydłowych. Do manewrowania na wodzie służą śruby typu okrętowego. Usterzenie typu motylkowego jest umieszczone na dwóch belkach ogonowych. Napęd stanowią trzy lub cztery silniki dwuprzepływowe o dużym stosunku natężenia przepływu i ciągu ok. 32 000 daN. Własności STOL ma zapewnić skuteczna mechanizacja skrzydeł — ze względu na prostotę konstrukcji zrezygnowano ze stosowania sterowania warstwą przyścienną. Masa zabieranego ładunku będzie dochodzić do 75 000 kg. Ładunek obejmuje m.in. dwaście pocisków kierowanych do zwalczania okrętów podwodnych i nawodnych, sześć pocisków kierowanych woda—powietrze, urządzenia do wykrywania okrętów podwodnych i śmigłowiec o masie startowej ok. 5000 kg. Uzbrojenie obronne: szybkostrzelne działka Vulcan o kalibrze 20 mm w dwóch



chowanych wieżyczkach. Klimatyzowane pomieszczenia załogi są zawieszane na sprężynach i amortyzatorach w celu uchronienia załogi przed chorobą morską w czasie długiego przebywania na wodzie.

Dane techniczne wersji czterosilnikowej: rozpiętość 96,71 m, długość 81,78 m, wysokość 29,26 m, powierzchnia płata 1393,5 m², wydłużenie 6,5, masa startowa 566 550 kg, prędkość przelotowa 555 km/h, zasięg 4630 km.

W. K.

PROTOTYPY

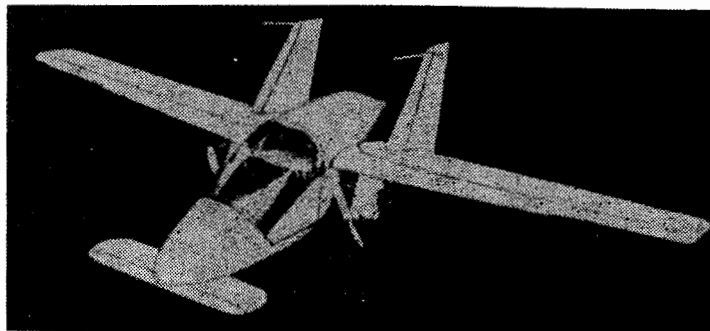
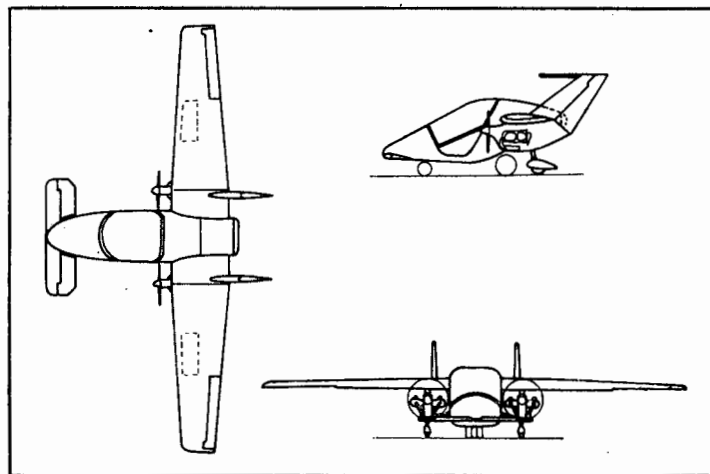
Stütze SZG10 • RFN •

Dwusilnikowy samolot sportowy o układzie kaczki

Po dwunastu latach pracy Herman Stütze zbudował dwusilnikowy dwuosobowy samolot o układzie kaczki z zamiarem dokładnego przebadania mechaniki lotu takiego układu zastosowanego do samolotów sportowych.

Samolot ma całkowicie metalowy płat z pojedynczym dźwigarem na 50% cięciwy i kesonowym noskiem. Strukturę nośną kadłuba stanowi podłużny dźwigar sięgający od węzła mocowania skrzydeł do usterzenia wysokości. Montowane są do niego pozostałe elementy kadłuba oraz części układu sterowania i wyposażenia. Oprofilowanie kadłuba wykonane jest z tworzywa zbrojonego włóknem szklanym. Osłona kabiny otwierana jest do góry, a wejście ułatwiają małe drzwiczki po obu stronach kadłuba. Odciążony ster wysokości ma cięciwę 50%. Podwójne usterzenie kierunku jest umieszczone na skrzydłach w odległości 1 m od osi podłużnej samolotu. Podwozie o układzie tandem ma dwa dodatkowe koła pod gondolami silnikowymi. Koło przednie jest sterowane za pomocą pedałów. Ster wysokości jest uruchamiany za pomocą popychaczy, a stery kierunku i lotki o dużej różnicowości — za pomocą linek. Warto zauważyć, że nie zastosowano klap ze względu na ich wpływ na stateczność podłużną układu kaczka, jednak nie wyklucza się możliwości ich zastosowania po dokładniejszym przebadaniu samolotu. Do napędu samolotu wykorzystano dwa silniki motocyklowe BMW R 90/b o mocy 44 kW (60 KM) i czteropłatowe metalowe śmigła napędzane za pomocą zębatach pasków klinowych.

Dane techniczne: rozpiętość 9,4 m, długość 4,9 m, wysokość 2,1 m, powierzchnia płata 9,0 m², wydłużenie płata 9,0, masa samolotu pustego 415 kg, masa paliwa 58 kg, masa oleju 4 kg, masa załogi ze spadochronami 174 kg, bagaż 49 kg, masa startowa 700 kg, obciążenie powierzchni nośnej z uwzględnieniem usterzenia wysokości 70 kg/m², obciążenie mocy 8 kg/kW (5,88 kg/KM), prędkość maksymalna 200 km/h, prędkość przelotowa na 75% mocy 180 km/h, prędkość przeciągnięcia 100 km/h, wznoszenie przy ziemi 3,9 m/s, pułap praktyczny 4500 m, pułap na jednym pracującym silniku



1500 m, długość startu na 15 m 450 m, zasięg na 75% mocy 500 km, maksymalny czas lotu na 75% mocy 2,8 h.

W. K.

Koło SIMP przy CNPSL

Koło Sekcji Lotniczej SIMP przy Centrum Naukowo-Produkcyjnym Samolotów Lekkich PZL — Warszawa liczy 27 członków (w tym 2 techników i 2 kobiety).

Aby nie obciążać Stowarzyszenia, Koło stara się prowadzić swoją działalność w zakresie porad i odczytów w oparciu o finansowanie przez przedsiębiorstwo. Koło ma swych przedstawicieli we wszystkich organach podejmujących decyzje związane z techniką. Przewodniczący Koła, kol. Jarzębiński, został powołany w skład prezydium — organu wykonawczego KSR, działającego między konferencjami.

Zarząd Koła SIMP ma trudności z werbunkiem nowych członków, gdyż wśród kadry inżynierskiej w Zakładzie na Okęcu panuje powszechna opinia, że SIMP nie ma zdecydowanie ukierunkowanej działalności. Natomiast członkowie SIMP wyraźnie odczuwają brak obrony interesów inżynierów ze strony NOT. Przykładów nie brakuje, a dotyczą one w pierwszym rzędzie niekorzystnych warunków przy opłacaniu nowych — często bardzo wartościowych — pracodawców pracowników.

Koło SIMP przy ITWL w 1978 r.

Koło Sekcji Lotniczej przy Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych w Warszawie na koniec 1978 r. zrzeszało 89 inżynierów i 68 techników; w tym 7 kobiet. W roku ubiegłym Zarząd Koła zorganizował 6 odczytów (dla 230 uczestników), 5 wycieczek szkoleniowo-technicznych (dla 95 osób) oraz 3 projekcje filmowe. Współdziałał też przy organizowaniu dwóch porad naukowo-technicznych z okazji 25-lecia ITWL. Tematy porad: Metody pomiarowe w technice lotniczej i Eksploatacja sprzętu lotniczego.

Członkowie Koła w 1978 r. zgłosili 30 projektów wynalazczych, 14 członków Koła opublikowało w prasie Wyd. SIGMA 12 artykułów. Koło ma 4 członków — rzeczoznawców SIMP. Zarząd Koła SIMP przy ITWL roztacza opiekę nad Kołem Juniorów SIMP przy Technikum w Grodzisku Mazowieckim.

Zarząd zgłasza propozycję wprowadzenia nielimitowanego rozdziału wydatków z pull członkostwa zbiorowego oraz zwiększenie go do wysokości 50%.

Osiągnięcia i zamierzenia Sekcji Komunikacji Lotniczej SITK

Oddział Warszawski Sekcji Komunikacji Lotniczej Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Komunikacji, którego przewodniczącym jest kol. J. Rachwański — zrzesza 8 kół terenowych, z których największe działają przy Polskich Liniach Lotniczych LOT (przedstawiciel kol. K. Szumielewicz), przy Zarządzie Ruchu Lotniczego i Lotnisk Komunikacyjnych (przedstawiciel kol. L. Drzewiecki) oraz przy Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych (przedstawiciel kol. B. Zaorski).

W 1978 r. odbyły się dwie narady techniczne na temat: problemów komunikacji krajowej (na której było reprezentowanych 17 ośrodków wojewódzkich) oraz układu „nawierzchnia — samolot”. Zaplanowano również zorganizowanie przez OW narady pt. „Koła a zakład macierzysty” (która odbędzie się z udziałem wszystkich kół terenowych) oraz wygłoszenie 4 referatów naukowo-technicznych. Za ceną inicjatywę należy uznać informację o fachowych publikacjach, przekazywaną w ramach współ-

pracy Oddziału Warszawskiego Sekcji Komunikacji Lotniczej z kołami terenowymi.

Warto zasignalizować, że w Kole Seniorów SITK odbyło się zebranie poświęcone ochronie zabytków, na którym obszernie omówiono trudności i niedostatki Muzeum Lotnictwa i Astronautyki w Krakowie.

Sekcja Komunikacji Lotniczej SITK liczy ponad 430 członków.

Wyróżnienie wytwórni PZL

Z prawdziwą satysfakcją informujemy, że wśród sześciu laureatów nowo ustanowionej Odznaki Złorowej „Za zasługi dla rozwoju SIMP” znajdują się dwa zakłady lotnicze: Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Swidnik i Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Rzeszów.

Z okazji wyróżnienia składamy serdeczne gratulacje działaczom lotniczym SIMP oraz dyrektorom obu zakładów.

Specjaliści w WSK PZL-Warszawa II

Ogółem w WSK PZL-Warszawa II tytuł specjalisty uzyskało 19 inżynierów. Serdecznie im gratulujemy, lecz uważamy, że dział techniki, który włąże się z wyposażeniem, stanowiącym 60÷70% wartości nowoczesnego sprzętu latającego — powinien być reprezentowany przez 10-krotnie większy zespół specjalistów.

SIMP w liczbach

W dniu 1 stycznia 1979 r. Stowarzyszenie liczyło 82 008 członków, w tym 33 035 inżynierów.

W Zespole Ośrodków Doskonalenia Kadry w 1978 r. zorganizowano 688 kursów, na które uczęszczało 13 569 osób. 832 członkom nadano uprawnienia wykładowców.

W Zespole Ośrodków Rzeczoznawstwa i Postępu Organizacyjno-Technologicznego zarejestrowano 4576 rzeczoznawców.

Udział SIMP w KSR

Na podstawie wytycznych Centralnej Rady Związków Zawodowych oraz Prezydium Rady Głównej NOT (z 1978 r.) Zarząd Główny SIMP wydelegował swoich przedstawicieli do wzięcia udziału w pracach Konferencji Samorządów Robotniczych w zjednoczeniach MPM i MPMCiR.

W pracach KSR w Zjednoczeniu Przemysłu Lotniczego i Silnikowego PZL, z ramienia ZG SIMP — reprezentując środowisko mechaników — bierze udział kol. mgr inż. Aureliusz Misiołek, wiceprezes SIMP.

Największe koło Sekcji Lotniczej SIMP

Liczba członków Sekcji Lotniczej SIMP w Kole Zakładowym SIMP przy Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Mielec w br. przekroczyła 520. Jest to więc w Polsce największe koło simpowców-lotników.

Serdecznie gratulujemy kierownictwu Sekcji Lotniczej w Mielcu zarówno działalności stowarzyszeniowej, jak również pomyślnej akcji werbunkowej.

Sukces Sekcji Lotniczej OW

Sekcja Lotnicza Oddziału Wojewódzkiego SIMP zajęła w 1978 r. trzecie

miejsce we współzawodnictwie 25 sekcji tego Oddziału.

XXIV Walny Zjazd Delegatów SIMP

Sekretarz Generalny Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich kol. mgr inż. K. Wawrzyniak rozesłał do ogniw Stowarzyszenia wstępne założenia organizacyjno-programowe XXIV Walnego Zjazdu Delegatów SIMP.

W maju br. odbyło się plenarne zebranie Zarządu Głównego SIMP, na którym zatwierdzono tezy do dyskusji przedjazdowej w kołach zakładowych i sekcjach działających przy oddziałach wojewódzkich SIMP. W lipcu 1979 r. tezy i wytyczne akcji sprawozdawczo-wyborczej zostały przekazane w teren.

XXIV Zjazd zostanie zorganizowany pod hasłem *Skuteczne działanie mechaników — istotnym czynnikiem społeczno-gospodarczego rozwoju kraju*. Zjazd odbędzie się w dniach 23÷25 maja 1980 r. w Zamku Książąt Pomorskich w Szczecinie.

Walne zgromadzenia sekcji szczebla centralnego — z wyborem delegatów na XXIV Zjazd Delegatów SIMP — odbędą się w I kwartale 1980 r. Walne zgromadzenia oddziałów wojewódzkich SIMP zaplanowane są na okres styczeń-marzec 1980 r. (w Warszawie w końcu marca 1980 r.). W kwietniu 1980 r. przeprowadzone będą zebrania problemowe delegatów.

Informacja o imprezach N-T

Zespół Ośrodków Doskonalenia Kadry ZODOK (ul. Przybyszewskiego 80/82; 01-824 Warszawa) poinformował o odbytych imprezach naukowo-technicznych, do których ma materiały bibliograficzne.

A oto wybór tytułów tych imprez:

— poz. 23; narada: Techniczno-ekonomiczne aspekty stosowania OSN (25.X.78. Gliwice, 3 referaty);

— poz. 28; konferencja: Badania nieniszczące (19÷20.X.78, Kazimierz, 37 referatów);

— poz. 31; konferencja: Obróbka plastyczna nowoczesną techniką wytwarzania (26÷27.X.78. Częstochowa, 26 referatów);

— poz. 47; konferencja: Technologia przepływowych maszyn wirnikowych (13÷14.XI.78, Rzeszów, 54 referaty);

— poz. 49; konferencja: Doładowanie tłokowych silników spalinowych (12÷13.VI.78, Mielec, inform. ODK SIMP Rzeszów);

— konferencja: Obrabiarki sterowane numerycznie (13÷15.X.78, Warna, Bułgaria, 1 referat, 1 komunikat);

— symposium: Obrabiarki sterowane programowo z krajów RWPG (9÷11. XI.78, Brno, Czechosłowacja, zbiór referatów);

— poz. 6; konferencja: Automatyzacja prac w projektowaniu (8÷9.XI.78, Poznań, 40 referatów);

— poz. N-18/79; narada: Nowe uruchomienia w zakładach o produkcji jednostkowej i małoseryjnej (24.IV.79, Kraków, 3 referaty).

W październiku 1979 r. w Częstochowie odbędzie się konferencja pt. *Gospodarka remontowa i eksploatacja maszyn i urządzeń*.

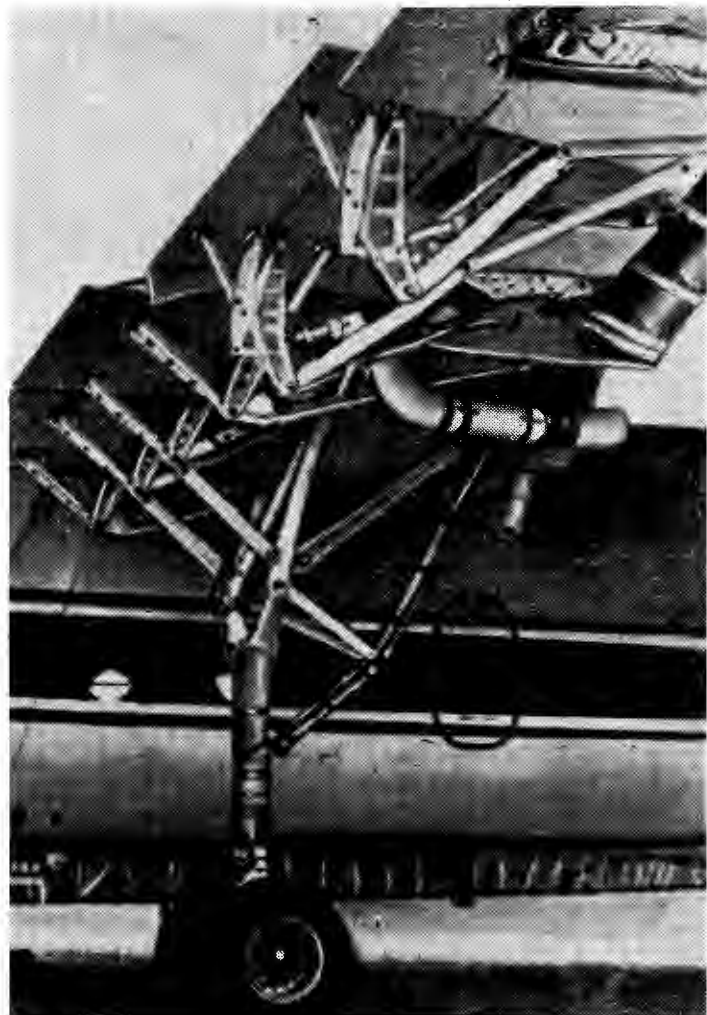
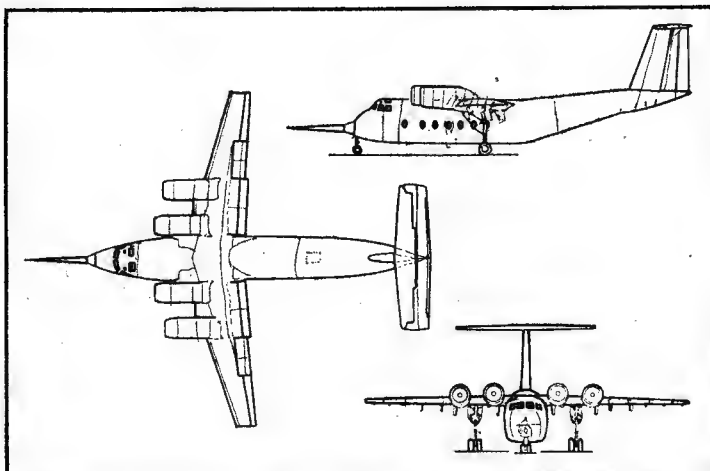
Samolot doświadczalny QSRA firmy Boeing

Na zlecenie NASA firma Boeing zbudowała samolot doświadczalny QSRA (*Quiet Short Haul Research Aircraft*) przeznaczony do zbadania zagadnień konstrukcyjnych i eksploatacyjnych odrzutowych samolotów pasażerskich STOL, o niskim poziomie hałasu i niskich kosztach eksploatacji, przystosowanych do obsługi krótkich tras „między centrami miast”.

Do budowy samolotu wykorzystano kadłub z usterzeniem samolotu De Havilland of Canada C-8A Buffalo, natomiast płat z zabudowanymi na nim gondolami silnikowymi opracowała w całości firma Boeing. Prace nad samolotem, obejmujące studium, obliczenia, konstrukcję i badania tunelowe przeprowadzone przez firmę Boeing i NASA, trwały 34 miesiące i kosztowały 21 mln dol. Pierwszy lot samolotu był przewidziany na 30 czerwca 1978 r.

Płat i silniki stanowią pod względem funkcjonalnym integralną całość. Płat ma rozpiętość 22,40 m, powierzchnię 55,75 m², wydłużenie 9, skos mierzony na 25% cięciwy 15° i wznios 0°. Na krawędzi natarcia znajdują się stałe sloty o łącznej powierzchni 5,05 m² nadmuchiwane na całej rozpiętości powietrzem z kanału wentylatorowego silników. Również lotki o łącznej powierzchni 3 m² mają nadmuchiwanie, z kanału zewnętrznego silników, w celu zapobieżenia oderwaniu warstwy przyściennej w całym zakresie warunków lotu. Kłapy i umieszczone przed nimi spoilery są podzielone na dwie części: kłapy przykadłubowe o łącznej powierzchni 9,75 m² i kłapy zewnętrzne o łącznej powierzchni 3,75 m². Górna powierzchnia kłap przykadłubowych jest poddana bezpośredniemu nadmuchiwoi strumieniami wylotowymi silników, co wywołuje efekt Coandy. Natomiast kłapy zewnętrzne mają taki nadmuchiwanie, jak sloty i lotki. Układ przewodów doprowadzających powietrze do slotów, lotek i kłap zapewnia możliwość zasilania przez jeden silnik całego skrzydła. Kłapy i spoilery są sterowane elektrycznie.

Do napędu zastosowano cztery silniki dwuprzepływowe Avco Lycoming YF102 (ALF502) o stosunku natężeń przepływu 6:1 i ciągu startowym 3334 daN. Są one zabudowane podobnie jak w samolocie Boeing Vertol YC-14, zapewniając bezpośredni nadmuchiwanie górnej powierzchni przykadłubowej części skrzydeł strumieniami wylotowymi, co powoduje wskutek efektu Coandy na kłapach znaczny wzrost siły nośnej. Dzięki dużemu stosunkowi natężeń przepływu silników i zastosowaniu dodatkowych środków wyciszających (m.in. wykładzin dźwiękochłonnych w kanałach przepływowych) natężenie wytwarzanego przez nie hałasu nie przekracza 90 EPNdB, co jest o 10 EPNdB mniej, niż w przypadku samolotów konwencjonalnych.



Maksymalny współczynnik wytwarzanej przez płat siły nośnej wynosi 5,5, co umożliwia wznoszenie po starcie pod kątem 18° i podchodzenie do lądowania pod kątem 10° (w porównaniu z 2,5÷3° w przypadku samolotów konwencjonalnych). Dzięki temu samolot może korzystać z pasów startowych o długości tylko 460 m, przy czym hałas w czasie startu i lądowania oddziałuje na powierzchnię otoczenia nie przekraczającą 1 km².

Ponieważ prędkość samolotu jest ograniczona do 340 km/h, zastosowano stałe, niechowane podwozie i zewnętrzne napędy kłap i spoilerów. Masa startowa samolotu wynosi 22 700 kg, w czym 4625 kg paliwa.

W.K.

Sterowiec Kajetana Łączyńskiego z 1833 r.

Sterowiec zaprojektowany w 1833 r. przez K. Łączyńskiego — jak na okres, w którym został zaprojektowany — wyróżniał się dużą smukłością (1:10). Był to pierwszy polski projekt sterowca. W artykule opisano jego konstrukcję.

W 1833 r. Kajetan Joachim Łączyński opublikował w wydawnictwie C. L. Rautenberga w Mrągowie, po niemiecku i francusku *Theorie der Aëronautik oder mathematische Abhandlung über die Leitung der Aërostaten durch Ruder, Segel und comprimirte Luft*.

Praca ta, dotychczas nie znana i ledwie wzmiankowana (bibliografowie K. Estreicher i F. Kucharzewski zniekształcili nazwisko autora na E. J. M. Łaczynski), jest najciekawszym dziełem z pierwszej połowy XIX stulecia z zakresu teorii aerostatu.

Kajetan Joachim Łączyński urodził się w 1770 r. w Szynowie k. Olsztyna, syn Wawrzyńca, kapitana polskiego. Kształcił się w Warszawie. Po otrzymaniu w 1794 r. święceń kapłańskich był katolickim proboszczem zamkowym w Lidzbarku i poświęcił się studiom matematycznym i fizycznym. W 1820 r. został profesorem matematyki w Liceum Hosianum w Braniewie. W językach niemieckim i francuskim wydał kilka prac z zakresu magnetyzmu, trygonometrii i matematyki. Zmarł w Lidzbarku w 1837 r. Zarówno zainteresowania Łączyńskiego, jak i nawiązywanie w rozprawie o aeronautyce do współczesnych mu osiągnięć z zakresu mechaniki, statyki, hydrauliki i hydrodynamiki sprawiają, że jego praca stanowi interesujące źródło dla rekonstrukcji poglądów współczesnych dotyczących aerodynamiki. Ze względu na swój charakter rozprawa Łączyńskiego zajmuje wyjątkową pozycję w piśmiennictwie europejskim. Kontynuuje i poważnie wzbogaca problematykę, jaką w końcu XVIII w. podejmował w odniesieniu do zasad budowy i projektowania balonów Józef Herman Osieński w *Robocie maszyny powietrznej przez Pana Montgolfier*. Wskazuje równocześnie, że w zakresie teorii aerostatu polska myśl naukowo-techniczna nie pozostała w tyle za Europą.

Łączyński rozpoczyna wykład od stwierdzenia, że opory aerostatu w locie poważnie zmniejszą, gdy sterowiec będzie miał kształt wydłużonego wrzeciona o przekroju kołowym. Kreśląc prowizoryczny układ sferoidalnego sterowca, złożonego ze zbiornika gazu, gondoli oraz śmigieł, żagla i dwóch sterów rufowych, wiele uwagi poświęcił omówieniu budowy i zasad projektowania mechanizmów służących do kierowania lotem w płaszczyznach pionowej i poziomej. Przeprowadził dokładną analizę kształtu aerostatu (wrzecionowatego), wyprowadził wiele wzorów do obliczania wytrzymałości powłoki balonu, jej powierzchni, pojemności, siły wyporu oraz równania ruchu aerostatu i inne obliczenia dotyczące wielkości żagla, sterów oraz śmigieł. Wyprowadzone zależności, sformułowane w postaci prostych wzorów matematycznych, zastosował do szczegółowego obliczania wymiarów, masy i osiągow sterowca swego pomysłu.

Miał to być sterowiec systemu miękkiego. Powłoka wydłużona w kształcie wrzeciona, o stosunku największej średnicy do długości jak 1:10, wykonana z tafty, impregnowana, pokryta siatką, wypełniona miała być wodorem. Metody utrzymywania tego ostatniego były wówczas doskonale znane. Wykorzystywano tutaj efekt reakcji opiłków żelaza lub cynku z rozwodnionym kwasem siarkowym lub solnym. Wodór otrzymywano też przepuszczając kwas przez rozgrzaną rurę żelazną wypełnioną opiłkami ($Fe + H_2SO_4 = FeSO_4 + H_2$). Gondola o wymiarach 4,2 × 3,0 i głębokości 2 m, wykonana z wikliny i w całości — wraz z zastrzonymi nasadkami z przodu i z tyłu skonstruowanymi z lekkiego drewna — po-

kryta z zewnątrz lakierowaną skórą, miała być połączona z balonem systemem lin oraz sztywnym szkieletem o konstrukcji drewnianej, w swej środkowej części miała mieścić załogę. Wewnątrz gondoli znajdował się specjalny stół nawigacyjny wraz ze stałym wyposażeniem: lunetą i kompasem.

Sterowiec miał stery J i H. Ster J — umieszczony na górnej powierzchni aerostatu, w jego przedniej partii, miał utrzymywać statek powietrzny w łożu wiatru. Miał on formę trójkąta prostokątnego o konstrukcji drewnianej obciągniętej płótnem i utrzymywanego przez podporę K i przeciwcieżar L (rys. 1). Ster H — umieszczony między zbiornikiem gazu a gondolą — miał pełnić funkcję steru kierunku; połączony z gondolą i sterownicą liną — miał kształt trójkąta równobocznego. Cztery czterołopatowe śmigła były połączone w zespół na wspólnej osi. Miały być one wprawiane w ruch z gondoli siłą mięśni ludzkich korbą i przekładnią linową (średnica śmigła ok. 4,5 m, powierzchnia zespołu śmigieł ok. 14,4 m²).

Ładowanie statku powietrznego miało odbywać się przez wypuszczanie gazu nośnego. Łączyński brał pod uwagę możliwość zamocowania nad gondolą poziomego śmigła (pojedyncze czterołopatowe lub zespół) dzięki któremu, w zależności od kierunku obrotu i ciągu, uzyskiwać byłoby można efekt wznoszenia lub opadania.

DANE TECHNICZNE

Balon

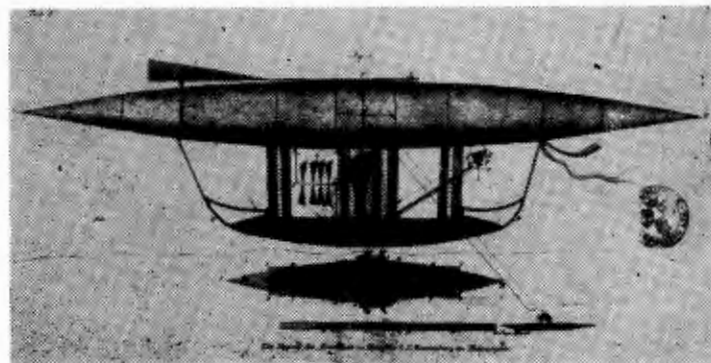
Długość	ok. 52 m
Średnica (maks.)	ok. 5,2 m
Powierzchnia	ok. 1747 m ²
Pojemność	ok. 5380 m ³
Ciężar powłoki	ok. 118 daN
Siła wyporu balonu	ok. 375 daN

Gondola

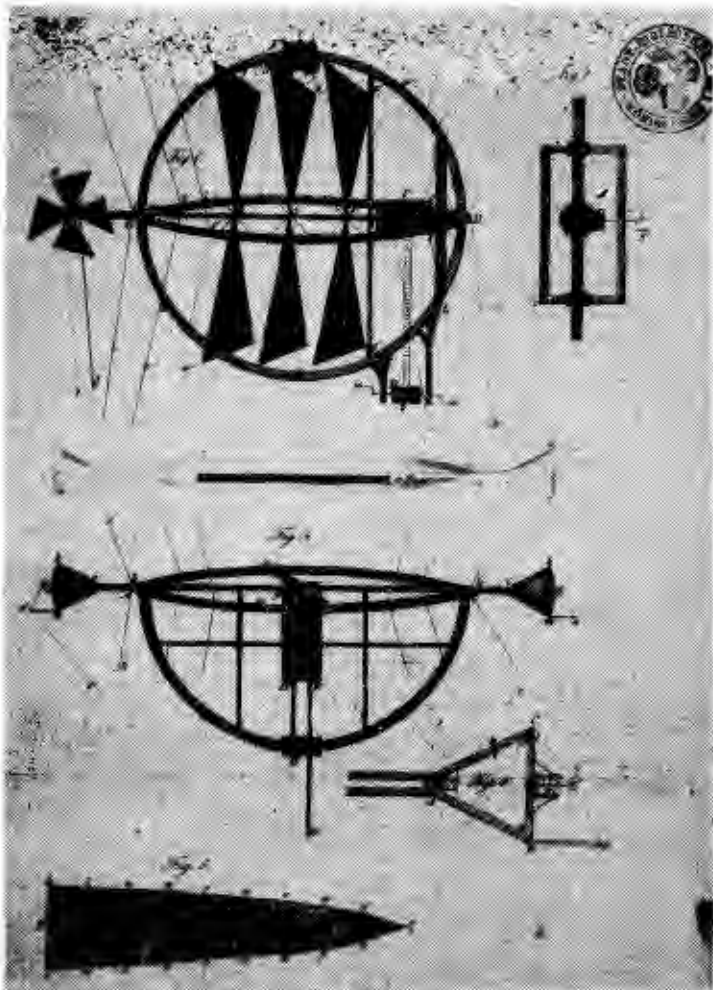
Długość całkowita	ok. 21,0 m
Szerokość	ok. 3,0 m
Głębokość	ok. 2,0 m

Stery

	Ster J	Ster H
Wysokość	ok. 1,6 m	ok. 1,3 m
Długość	ok. 9,7 m	ok. 1,3 m
Powierzchnia	ok. 7,76 m ²	ok. 0,84 m ²



Rys. 1. Sterowiec wg Łączyńskiego z 1833 r. Widok ogólny. U dołu plan gondoli



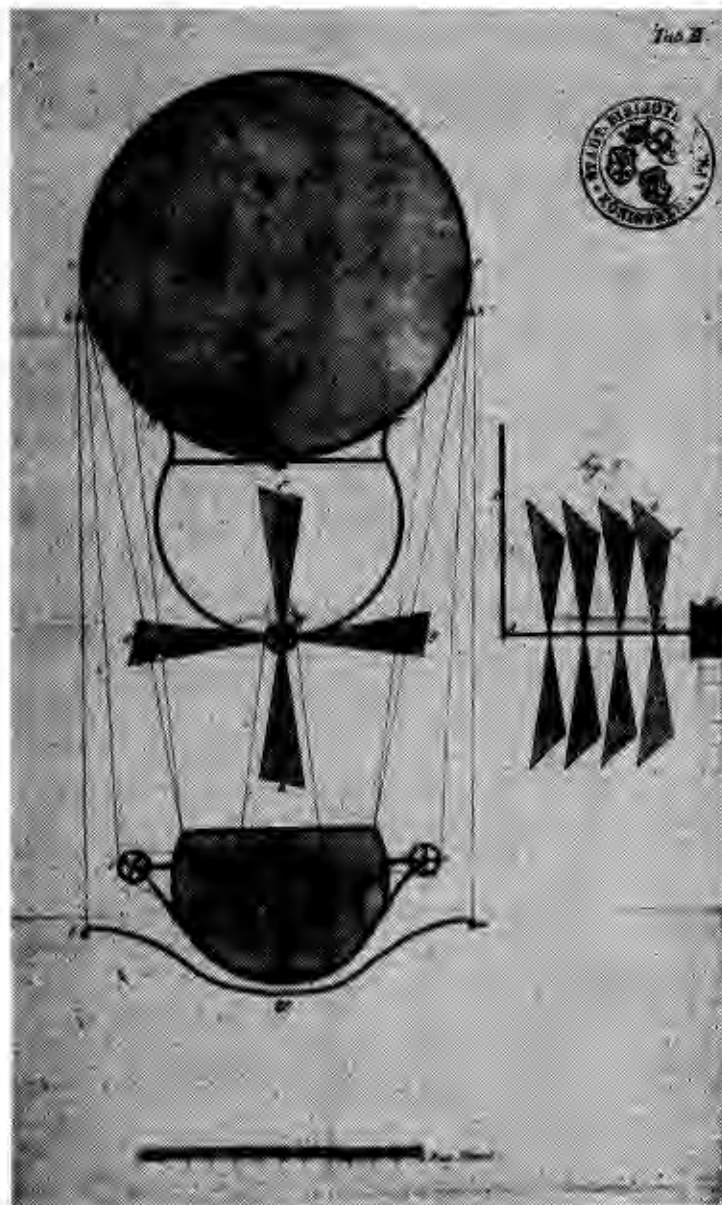
Rys. 2. Konstrukcja zespołu śmigieł o zmiennym kierunku ciągu. U dołu konstrukcja i układ silnika odrzutowego na sprężone powietrze

Bardzo interesująco rozwiązuje Łączyński problem kierowania lotem sterowca przez zastosowanie zespołu śmigieł o konstrukcji podanej na rys. 2. Śmigło o osi poziomej przez obrót poziomego koła może zmieniać kierunek ciągu w górę i w dół i w ten sposób sterować lotem wznoszącym. Małe śmigielka M w efekcie swej siły ciągu (jej kierunek działania zależy od kierunku obrotu śmigielka) może zmieniać kierunek działania siły ciągu dużego śmigła w płaszczyźnie poziomej. Dzięki zespołowi śmigieł o zmiennym kierunku ciągu w różnych płaszczyznach — śmigła pełniły funkcję sterów kierunku i wysokości obok swej funkcji zasadniczej — zespołu napędowego.

Łączyński obliczał, że maksymalna prędkość lotu sterowca będzie wynosiła ok. 22 km/h. Sądził, że w poważnej mierze niezależni to statek powietrzny od warunków atmosferycznych (wiatrów) i umożliwi kierowanie jego lotem. Wielkość ta była optymistyczna i wynikała z przyjętych przez Łączyńskiego założeń dotyczących wartości oporu powietrza na sterowiec w locie. W rzeczywistości prędkość lotu nie przekroczyłaby zapewne kilku km/h.

Łączyński rozważał także możliwość zastąpienia zespołu śmigieł aerostatu lub ich uzupełnienia działaniem maszyny pneumatycznej (rys. 2 u dołu) i kierowania lotem wyrzutem powietrza w określonym kierunku. Powietrze sprężone za pomocą pompy w zbiornikach H i F uchodziłoby przez dysze b lub k, a siłę wypływu strumienia można by regulować z gondoli przez sterowanie zaworami dysz. Kierunek odrzutu powietrza regulowany byłby za pomocą rozwiązania analogicznego do rozwiązania konstrukcji kół obrotowych zmieniających kierunek ciągu śmigieł. Efektywność pracy tego urządzenia, podobnie jak i żagla, z czego nie zdawał sobie sprawy Łączyński, byłaby w rzeczywistości bliska zeru. Konstruktor uległ stereotypom i schematom myślowym epoki w jakiej działał. Uważano wówczas, że można rozwiązać problem kierowania lotem statku powietrznego tak jak w żegludze morskiej. Balony zaopatrywano w urządzenia właściwe statkom: wiosła, żagle itd. Stosowanie żagli w balonach kulistych Łączyński słusznie uważał za nieskuteczne.

Na główny mankament uniemożliwiający kierowanie lotem zwrócono uwagę już wkrótce po wynalezieniu balonu. Z 1784 r. pochodzi ok. 100 projektów rozwiązujących to zagadnienie za pomocą żagli, sterów, wiosel poruszanych siłą mięśni ludzkich. Było wśród nich kilka ciekawych, jak propozycja Jeana Baptisty Meusnier, który projektował aerostat w kształcie wrzecionowatym i o napędzie w postaci śmigieł. Dalsze projekty ze śmigłami zgłosili w latach 1784÷1785 fizycy duńscy Gottlieb Kranzenstein i baron von Dalberg, przy czym ten ostatni proponował budowę sterowca systemu sztywnego, którego powłoka sporządzona byłaby z ocynkowanych blach żelaznych. Francuski fizyk Carra proponował w 1784 r. zastosowanie kół łopatowych, jako środka napędu. W latach 1785÷1786 myśl tę podejmowali Alban i Violet oraz Tétu-Brissy. Propozycję balonu zaopatrzonego w żagle rozwijali Martyn i Scott. Scott zaprojektował w 1789 r. aerostat ze zbiornikiem gazu w kształcie ryby zaopatrzonego w trzy balonety. Przez pompowanie do nich powietrza chciał przesunąć środek ciężkości układu i zmieniać wartość siły wyporu aerostatu, realizując w ten sposób lot poziomy i pionowy. Wiedeńczyk Jakub Kaizerer jako siły pociągowej swego balonu chciał użyć w 1801 r. zaprzęgu tresowanych orłów, który to pomysł nie był nowy. Spotykamy go w legendach o Etanie, Kai Kausie, Aleksandrze Wielkim, myślał też o nim Polak Jan Jaśkiewicz. Józef Osiński proponował zaprzęć do swego balonu kierowanego konia, przy czym balon miał być wykonany z ocynkowanych blach żelaznych. Stanisław Trembecki proponował z kolei w 1795 r. łączenie balonu z latawcem niosącym magnes. Bazylejczyk Jakub Degen nawiązał w 1808 r. do wcześniejszych propozycji Blancharda i Jeffriesa i zaopatrzył swój balon w ruchome skrzydła. Podobnie zamierzał rozwiązać problem Anglik Hogwart i nawiązu-



Rys. 3. Balon kulisty wg Łączyńskiego z gondolą i śmigłem lub zespołem śmigieł dwułopatowych. Układ napędowy śmigła

jący do jego koncepcji w latach 1829÷1832 Polak — Wincenty Nowina Smagłowski. W 1815 r. Szwajcarzy Pauly i Egg ponownie nawiązali do idei stosowania wioseł do napędu aerostatów, zdołali nawet uzyskać na swoje rozwiązanie patent. Oryginalna była propozycja Francuza Geneta z 1825 r., który zrezygnował ze stosowania siły mięśni ludzkich zastępując ją siłą konia. Na platformie swego balonu umieścił kierat, który poruszany przez dwa konie miał napędzać dwa koła łopatuwe. Do koncepcji kół łopatuwych nawiązał w latach pięćdziesiątych XIX w. Polak Aleksander Hryszkiewicz.

Jeszcze w drugiej połowie XIX w. nie należały do rzadkości propozycje kierowania lotem za pomocą żagli, ruchomych skrzydeł, kół łopatuwych, balonetów. Idea stosowania śmigła nie była jedyną ideą i z trudem przecierała sobie szlaki. Na tym tle myśl Łączyńskiego wyprzedzała, podobnie jak i myśl Meusniera, swoją epokę, była przy tym na tyle oryginalna, że przydawała zespołowi śmigieł nowych funkcji.

Użycie siły mięśni ludzkich do napędu śmigieł, charakterystyczne dla ówczesnych, a także późniejszych pomysłów, nie mogło być efektywne. Pomnożenie jej do tego stopnia, by stała się potężniejsza od oporu powietrza i nadała aerostatowi większą prędkość, możliwe było tylko przez zwiększenie liczebności załogi. Pociągało to za sobą zwiększenie wymiarów i pojemności balonu. W 1872 r. do idei Meusniera nawiązał Dupuy de Lome. Jego sterowiec o długości 36 m i pojemności 3500 m³ zaopatrzony w śmigło o średnicy 12 m obracane przez 8 ludzi, w idealnie spokojnych warunkach atmosferycznych, w ciszy, poruszał się z prędkością 2 m/s. Pokazuje to, jak mało realne były takie propozycje.

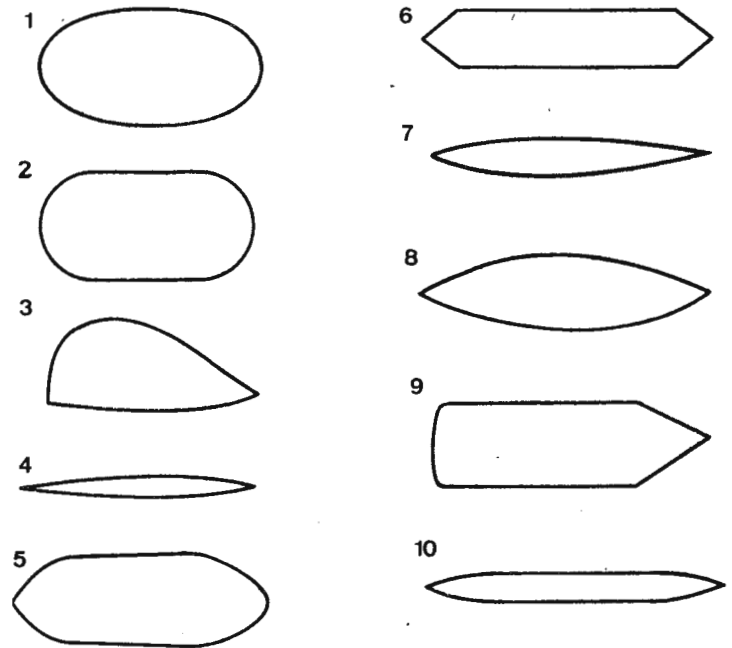
Rozwój sterowca umożliwił dopiero silnik mechaniczny. Pierwsze próby jego zastosowania przeprowadzono ze sterowcem Camille Verta przypadającym na lata trzydzieste XIX w. Sterowiec zaopatrzony był w silnik parowy napędzający dwa śmigła, ale problem kierowania lotem nie został właściwie rozwiązany. Pierwszą udaną konstrukcją był sterowiec Henriego Giffarda z 1852 r.

Projekt Łączyńskiego zawierał nowe, oryginalne elementy: racjonalny aerodynamicznie układ sterowca, konstrukcja zespołu śmigłowego umożliwiająca zarówno nadanie aerostatowi prędkości postępowej lotu, jak i kierowanie nim przez zmianę kierunku ciągu śmigieł, stosowanie silnika odrzutowego zamiast śmigieł, kierowanie lotem przez zmianę kierunku działania wyrzucanego strumienia powietrza.

Myśl poruszania balonu za pomocą siły odrzutu podjęli w 1785 r. Francuzi Miolan i Janinet. Odpowiednią siłą napędową chcieli uzyskać przez wyrzucanie z balonu strumieni rozgrzanego powietrza. Propozycja ta była nieracjonalna, gdyż przy olbrzymim zużyciu paliwa, prędkość wypływu gorącego powietrza była nieznaczna. Łączyński zastosował maszynę pneumatyczną. Nie dało to spodziewanych rezultatów, ale rozwiązania techniczne maszyny przewyższały propozycje Francuzów prostotą rozwiązań i ekonomią pracy.

Zasadniczy mankament koncepcji Łączyńskiego polegał na tym, że nie rozwiązywał on właściwie żadnego z istotnych problemów (nadanie aerostatowi odpowiedniej, większej prędkości wiatru, prędkości lotu i kierowanie nim). Wynika to zarówno z przyjęcia błędnych założeń odnośnie do wielkości oporu powietrza, jak i braku odpowiedniej siły pociągowej sterowca.

Propozycja Łączyńskiego stanowi pierwszą i racjonalną w kształcie wizję sterowca wysuniętą przez Polaka. Wiele jej elementów wyrastało ponad epokę, wiele z nich wskazuje równocześnie jak mocno była w niej osadzona. Nic nie wskazuje na to, aby Łączyński kiedykolwiek zamierzał zrealizować swój projekt. Był teoretykiem, obce mu były eksperymenty techniczne, ale znał doskonale problemy, z jakimi borykało się lotnictwo pierwszej połowy XIX stulecia, problemy rozwiązane połowicznie dopiero na przełomie XIX i XX stulecia. Charakterystyczne jest to, że projekt powstał



Rys. 4. Rozwój kształtu sterowca w latach 1784÷1900: 1 — Meusnier — 1784, 2 — Masse — 1785, 3 — Pauly i Egg — 1815, 4 — Łączyński — 1833, 5 — Lennoux — 1835, 6 — Meller — 1851, 7 — Jullien — 1851, 8 — Giffard — 1852, 9 — Schwarz — 1897, 10 — Zeppelin — 1900

w wyniku rozwinięcia matematycznych formuł dotyczących zasad budowy i projektowania optymalnych układów aerostatów wyprowadzonych przez Łączyńskiego, a taki typ myślenia inżynierskiego długo jeszcze należeć będzie do rzadkości. Pod tym względem dzieło jego prezentuje na wskroś nowoczesny tok myślenia.

LITERATURA

1. K. J. ŁĄCZYŃSKI: Theorie der Aëronautik oder mathematische Abhandlung über die Leitung der Aërostaten durch Ruder, Segel und comprimirt Luft. Mohrungen 1833 r.
2. K. ESTREICHER: Bibliografia Polski. Kraków 1874 r., t. II, s. 542.
3. T. ORACKI: Słownik bibliograficzny Warmii, Mazur i Powiśla. Warszawa 1963 r., s. 176÷177.
4. G. WISSMAN: Geschichte der Luftfahrt. Berlin 1960 r.

NOWOŚCI TECHNICZNE

Uniwersalne zastosowanie przewodów elektrycznych z izolacją z Kaptonu

Zakłady remontowe przedsiębiorstwa Lufthansa zajmują się przeglądami, remontami i obsługą 111 własnych samolotów i ok. 100 samolotów innych linii lotniczych, jak Saudi Arabian Airlines, Egyptair, Iran Air, Lan Chile i in. Do niedawna obsługa tych samolotów stwarzała wiele trudności w dostawach, magazynowaniu i instalowaniu przewodów elektrycznych ponad 20 różnych typów. Luft-hansa rozwiązała ten problem przez zastosowanie uniwersalnego typu przewodów używanych do wymiany w obsługiwanych samolotach. Wybrano do tego celu przewody z izolacją poliimidową Kapton firmy Du Pont.

Kapton odznacza się wyjątkowo dobrymi własnościami fizycznymi, chemicznymi i elektrycznymi w połączeniu z odpornością termiczną w szerokim zakresie temperatury — od +400°C do -269°C. Izolacja z Kaptonu nie pali się, nie topi i nie rozpuszcza się w rozpuszczalnikach organicznych oraz wykazuje wyjątkową odporność na promieniowanie wysokoenergetyczne.

Przewody wybrane przez Lufthansę mają izolację z szeregu warstw Kaptonu, których ilość zależy od wymaganych własności izolacji. Warstwę zewnętrzną stanowi teflon. Poszczególne warstwy są ze sobą ściśle związane przez dyfuzję, co pozwala na ciągłą pracę przewodów w temperaturze 200°C i na krótkotrwałą pracę w temperaturze do 260°C. Izolacja z Kaptonu nie wytwarza dymu i nie ulega rozkładowi w temperaturach do 500°C, a nawet wyższych. W przypadku przegrzania nie zapala się, lecz tworzy na przewodach zwarty osad, który zapewnia dodatkowy margines bezpieczeństwa. Poza tym jest ona odporna na ciecze hydrauliczne i przeciwbłędzeniowe, a także na ciecze czyszczące.

Izolacja z Kaptonu została już wcześniej zastosowana na samolotach Panavia Tornado, Saab Viggen, SST Concorde i Airbus A300B oraz na śmigłowcu Westland Lynx.

W.K.

SIKORSKI Z. W.

Elektronische Methoden beim Steuern von Turbinenmotoren

In dem Aufsatz werden ältere elektronische Systeme in den Motoren Gnomo P.1200 und H.1200, ein untersuchtes System des Motors Avon 208 sowie ein elektronisch höherentwickeltes System des Hubschraubermotors T 700 beschrieben. Es werden auch elektronische Systeme von Holley-Ultra Electronics für Fahrzeugmotore sowie ein Modul-System der Firma Good-Ward Gouvernator dargestellt.

BOLIŃSKI B.

Betriebswirtschaftliche Probleme von Sportflugzeugen

Es werden beispielsweise einige Betriebsprobleme von Sportflugzeugen angeführt und ihre spezifische Nutzung in Aeroklubs sowie die Bedeutung der Konstruktionslösungen für die Bedienungs- und Betriebswirtschaftlichkeit dargestellt.

KAŻMIERCZYK F.

Bodenoberflächen für landwirtschaftliche Flugzeuge

Der Anstieg der einheimischen Leistungen für die Land- und Forstwirtschaft sowie für den Umweltschutz stellt die Forderung nach grösserer Anzahl von Flugplätzen. In dem Beitrag werden Methoden der Vorbereitung von Boden- und Grasoberflächen für Flugplätze dargestellt.

TARNOGRODZKI A.

Bemerkungen über die Düse einer Anlage zur Strömungs- und Schleifbearbeitung

In dem Beitrag wird der Düsenentwurf einer Anlage zur Strömungs- und Schleif-Feinbearbeitung, darunter einer Düse mit einem rechteckigen und einem kreisförmigen Querschnitt sowie einer Düse mit pendelnder Strömung behandelt. Die Anwendung einer Düse mit verwirbelter Strömung zur Bearbeitung von Schaufeln für Flugturbinen und Längsverdichter ermöglicht einen entsprechenden Aufprallwinkelzustand längs der Schaufelspannweite zu erreichen. Bei Anwendung einer starren Düse mit pendelnder Strömung wird eine periodische Änderung des Aufprallwinkels erreicht, wodurch das sog. Kopieren von Unebenheiten verhindert wird.

JANUSZEWSKI S.

Luftschiff von Kajetan Łączyński aus dem Jahr 1833

Das 1833 von K. Łączyński entworfene Luftschiff war, hinsichtlich der Zeit in der es entstand, durch einen grossen Schlankheitsgrad (1:10) gekennzeichnet. Es stellte den ersten polnischen Luftschiffentwurf dar. In dem Beitrag wird seine Konstruktion behandelt.

SIKORSKI Z. W.

Электронные методы в системах управления газотурбинных двигателей

В статье описаны электронные системы применявшиеся на двигателях Гном II.1200 и X.1200; система испытывавшаяся на двигателе Авон 208 и система с более высокой степенью применения электронной техники, стоявшая на современном вертолетном двигателе T700. Описаны также электронные системы Холлей Ультра-Электроникс, разработанные для транспортных двигателей и состоящая из элементов-модулей система фирмы Вудвард-Говернор.

BOLIŃSKI B.

Проблемы экономической эксплуатации спортивных самолетов

В качестве примеров указаны некоторые проблемы эксплуатации спортивных самолетов, показаны также особенности их работы в аэроклубах, а также значение конструктивных решений для обеспечения экономического обслуживания и эксплуатации.

KAZMIERCZYK F.

Грунтовые аэродромные покрыва для сельскохозяйственных самолетов

Рост авиационных работ для сельского и лесного хозяйств, а также для защиты среды в стране, требует сооружения увеличенного количества посадочных площадок. В статье даются приемы подготовки грунтовых и дерновых покрывов на посадочных площадках.

TARNOGRODZKI A.

Замечания о сопле устройства для струйно-абразивной обработки

В статье указаны некоторые решения сопла устройства для струйно-абразивной обработки, м.пр. сопло с прямоугольным поперечным сечением, сопло с круглым сечением с колеблющейся струей. Применение сопла с турбулентной струей при обработке лопастей авиационных турбин и осевых компрессоров обеспечивает получение соответственного распределения угла обработки вдоль размаха лопасти. Применение сопла с колеблющейся струей обеспечивает периодическое изменение угла обработки, что предохраняет от копирования неровностей.

JANUSZEWSKI S.

Дирижабль Каэтана Лончинского из 1833 года

Дирижабль разработанный в 1833 году К. Лончинским — если считать период в котором он был спроектирован — отличался большим удлинением (1:10). Он являлся первым польским проектом дирижабля. В статье описывается его конструкция.

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

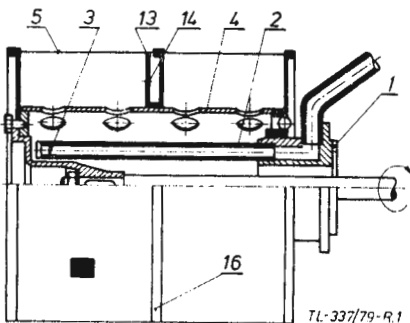
Cena prenumeraty krajowej:

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

Egzemplarze archiwalne czasopism wydawanych przez Wyd. SIGMA można nabywać w Dziale Handlowym przy ul. Mazowieckiej 12, 00-048 Warszawa, tel. 28 80 16

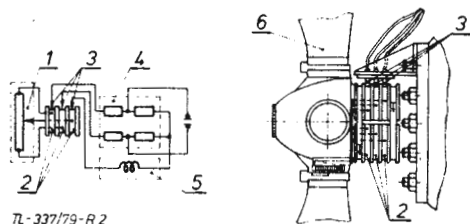
Poniżej podano kilka — zgłoszonych do Urzędu Patentowego PRL — wynalazków i wzorów użytkowych dotyczących konstrukcji, technologii i pomiarów w technice lotniczej. Informacje te mogą być przydatne w praktyce.

● Instytut Lotnictwa zgłosił do opatentowania w Urzędzie Patentowym PRL wynalazek J. M. Kowalskiego pn. **Rozpylacz wirnikowy**. Wynalazek ten opublikowano w biuletynie UP (BUP) nr 12/1978 r., klasa AOIM, nr P.194092. Rozpylacz — przeznaczony do zastosowania w aparaturze agrolotniczej — ma dwa współśrodkowe wirujące bębny 4 i 5 sztywno złączone. Charakteryzuje się tym, że ciecz jest doprowadzona do wnętrza bębna wewnętrznego 4 kilkoma przewodami rurowymi 2 umieszczonymi wewnątrz bębna wewnętrznego, połączonymi jednym końcem z kolektorem 1, a zamkniętymi z drugiej strony, oraz zaopatrzonymi w otwory 3. Otwory 3 spełniają rolę rozpylaczy strumieniowych i rozstawione są wzdłuż osi rozpylacza.



Rys. 1. Rozpylacz wirnikowy

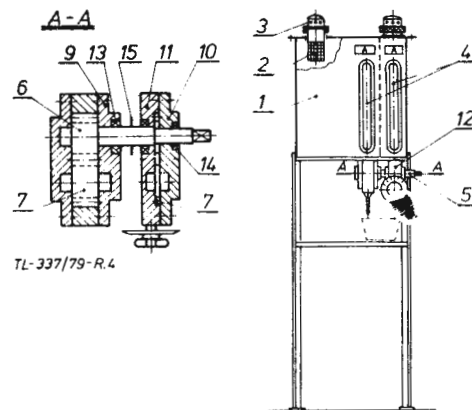
● Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Mielec zgłosiła do opatentowania wynalazek P. Gajdy i J. Stępnia pn. **Sposób pomiaru kąta ustawienia łopaty śmigła samolotu**. Wynalazek opisano w BUP nr 12/1978, klasa B 64 C, nr 193964. Pomiar polega na zastosowaniu na wirującym z dużą prędkością śmigle potencjometru 1 jako dajnika przemieniającego wielkości przesunięć kątowych łopaty 6 na wielkości elektryczne, przenoszone przez pierścienie ślizgowe 2, szczotki grafitowe 3 i blok dopasowujący 4 na miernik 5 zabudowany w kabinie pilota.



Rys. 2. Sposób pomiaru kąta ustawienia łopaty śmigła samolotu

● Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Rzeszów i Ośrodek Badawczo-Rozwojowy Napędów Lotniczych w Rzeszowie zgłosiły do opatentowania wynalazek pn. **Urządzenie do dozowania dwóch cieczy**, którego twórcą jest J. Wit i które zostało

opublikowane w Biuletynie UP nr 11/1978 klasa G 07F, nr P.199757 T. Urządzenie przeznaczone jest do dozowania cieczy przy produkcji modeli lub do uzyskania potrzeb-



Rys. 4. Urządzenie do dozowania dwóch cieczy

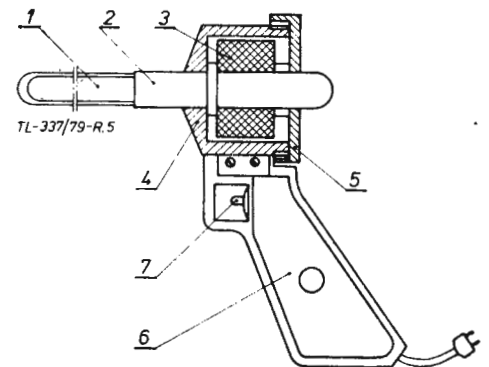
nej proporcji dwóch cieczy. Składa się ono ze zbiornika 1 mającego dwie komory A na epidian i B na utwardzacz, ponadto zbiornik jest wyposażony w filtry wlewowe 2 i filtry przeciwwilgociowe 3 oraz wskaźnik cieczy 4.

Do dna dolnego zbiornika 1 zamocowany jest zespół pomp zębatych dozujących 11 i 12 o różnej wydajności, połączonych wspólnym wałkiem napędowym 5. Zębaty wałek napędowy współpracuje z kołami zębatymi 6, 7 i 8. Wałek ten na wyjściu z pokryw 9, 10 i korpusu 11 uszczelniony jest

pierścieniami uszczelniającymi 13 i 14 — oprócz tego na wałku znajduje się odrzutnik tarczowy 15, który ma zapobiegać łączeniu się cieczy, przedostawającej się przez uszczelnienia.

● Dowództwo Wojsk Lotniczych w Poznaniu zgłosiło do ochrony wzór użytkowy pn. **Wybierak elektromagnetyczny**, którego opis i konstrukcja zostały opublikowane w Biuletynie UP PRL nr 12/1978 klasa B03 B, nr W.57815. Jego twórcami są: A. Chołuj i B. Pawłowski.

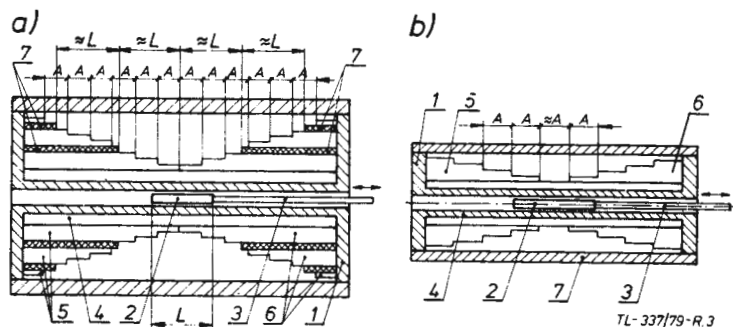
Wybierak składa się z obudowy 4 zamkniętej pokrywą 5 i połączonej z rękojeścią 6. Wewnątrz obudowy znajduje się cewka indukcyjna 3 z rdzeniem 2 o wymiennych końcówkach 1, a w rękojeści mieści się prostownik półprzewodnikowy. Do sterowania pracą wybieraka służy wyłącznik 7.



Rys. 5. Wybierak elektromagnetyczny

● Instytut Lotnictwa w Warszawie zgłosił do opatentowania dwa warianty czujnika transformatorowego dużych przemieszczeń. Opublikowano je w Biuletynie UP nr 11/1978 r., klasa G01B, numery P.193650

jest możliwie najmniejsza. Według wynalazku czujnik oprócz uzwojeń schodkowych 5 i 6 różniących się między sobą stałą długością A schodka, ma warstwy dodatkowe 7, zaczynające się w odległości w przybli-



Rys. 3. Czujnik transformatorowy dużych przemieszczeń: a) rozwiązanie P.193650; b) rozwiązanie P.193653

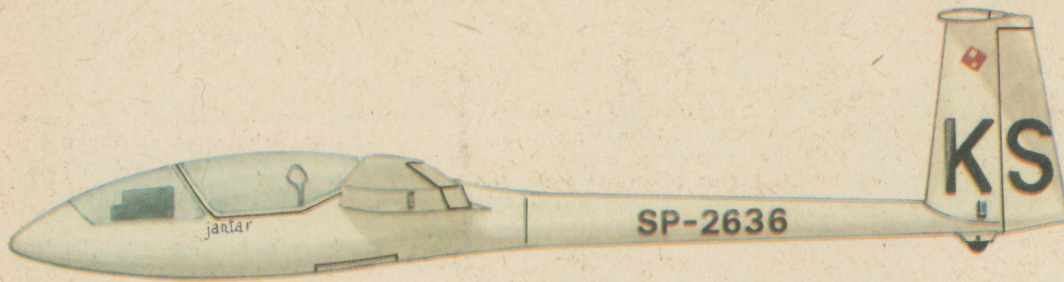
i P.193653. Twórcami obu rozwiązań są: J. Fórmianiak, W. Solarz i T. Szczepaniak. Czujniki mają nawinięte na całej długości korpusu uzwojenie pierwotne 4, na którym znajdują się dwa symetryczne uzwojenia wtórne 5 i 6 typu schodkowego, o równej długości A schodka.

W wynalazku P.193650 odległość pomiędzy pierwszymi warstwami uzwojeń wtórnych

zestawienia równej długości L rdzenia 2 na przecie 3 lub jej wielokrotności, licząc od środka korpusu 1, a kończące się przy jego kołnierzu.

W rozwiązaniu P.193653 uzwojenia są połączone w układ transformatora różnicowego. Według wynalazku przerwa między uzwojeniami wtórnymi 5 i 6 jest w przybliżeniu równa długości A schodka.

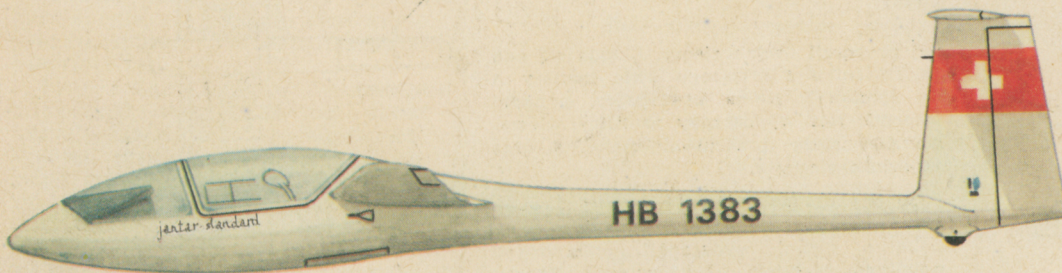
SZYBOWCE JANTAR



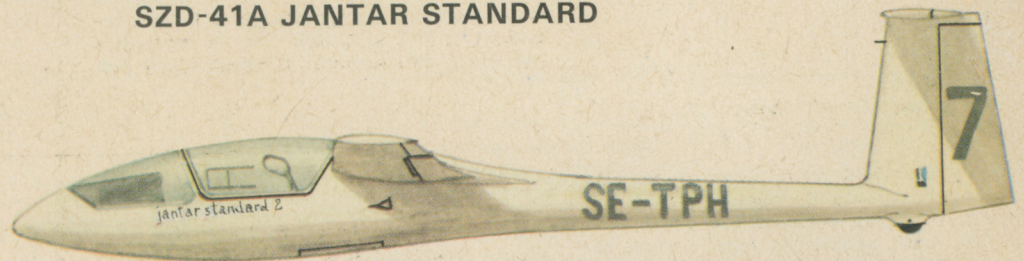
SZD-37 JANTAR



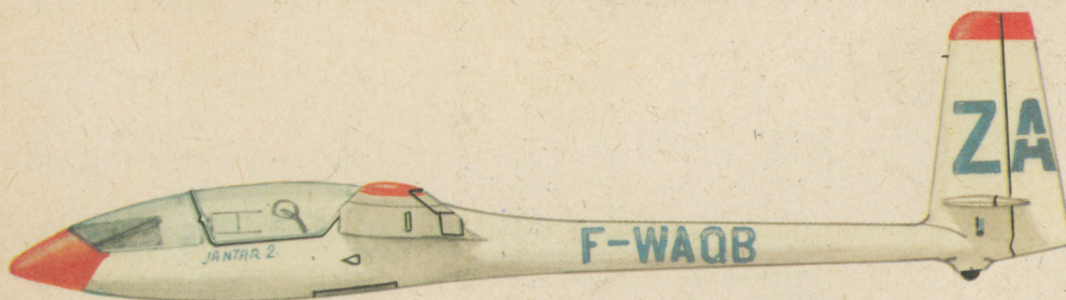
SZD-38A JANTAR 1



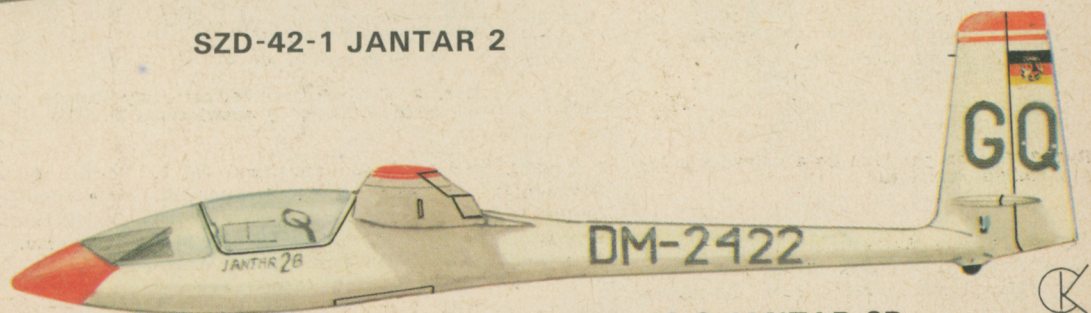
SZD-41A JANTAR STANDARD



SZD-48-1 JANTAR STANDARD 2



SZD-42-1 JANTAR 2



SZD-42-2 JANTAR 2B

