

TECHNIKA

4'79

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



● В январе м-це т.г. Завод ВСК ПЗЛ Мелец экспортировал 8500 самолет. В этом числе находится свыше 8000 популярных многоцелевых и сельскохозяйственных самолетов Ан-2, которые поступили на производство свыше 20 лет тому назад. Среди остальных следует упомянуть реактивный сельскохозяйственный самолет М-15 Бельфегор и военный учебно-тренировочный самолет ТС-11 Искра. Продукция завода экспортируется в 15 стран. В СССР на внутренних авиациях и на сельскохозяйственных работах эксплуатируются свыше 7500 самолетов Ан-2. Хороши также перспективы развития экспорта завода — кроме Ан-2 и М-15 в текущем году поступили в производство сельскохозяйственные самолеты М-18 Дроматер. Они пользуются интересом покупателей из западных стран, которые восхищались самолетом во время международного семинара Аэро-Агро-78, посвященного проблеме развития авиационной техники для сельскохозяйственной и вообще гражданской авиации.

● В 1979 г. Польские Авиалинии ЛЕТ празднуют 50-летие деятельности. Это одна из 10 фирм в мире, имеющих настально длинную историю.

● ЛЕТ в 1976 г. имел свыше 5200 работников, из чего летного персонала 440 человек: 100 командиров корабля, 115 вторых пилотов, 70 штурманов и 115 бортехников. Флот состоял в прошлом году из 7 дальних самолетов Ил-62, 12 самолетов Ту-134 — для средних расстояний, 9 четырехмоторных турбовинтовых Ил-18 и 18 двухмоторных турбовинтовых самолетов Ан-24.

● В 1945 г. самолеты ЛЕТ пролетели в общем 400 тыс. км, в 1965 г. 8 млн км, в 1977 г. — свыше 35 млн км. В 1965 г. самолеты ЛЕТ перевезли 368 тыс. пассажиров, из того 135 тыс. на международных линиях. В 1975 г. ЛЕТ-ом пользовались около 1600 тыс. пассажиров, из того половина на международных маршрутах.

● 1978 г. ЛЕТ перевез уже 1834 тыс. пассажиров, при этом на международных маршрутах свыше 1 млн. В 1978 г. работа составила 234 млн тоннокилометров, т.е. на 16% выше плана. На международные трассы даже на 20% выше плана. На текущую пятилетку плановые задачи еще выше, что связано с введением в эксплуатацию восьмого самолета Ил-62 в варианте М, с повышенной экономичностью и дальностью полета.

● ЛЕТ поддерживает регулярное сообщение с 55 аэропортами в мире, а длина международных рейсов составляет 83 тыс. км. Чартерные самолеты обслужили в прошлом году 200 зарубежных аэропортов.

● До 1985 г. будут сняты с эксплуатации самолеты Ан-24 и Ил-18. На рейсах средней протяженности будут использованы самолеты Ту-134 и, начиная с 1982 г. новейшие 100 — 120-местные реактивные Як-42. По всей вероятности на местные трассы войдут советские двухмоторные турбовинтовые самолеты Ан-28. Самолеты Як-42 будут применяться главным образом на расстояниях до 680 км.

● После 1981 г. будет эксплуатироваться ЛЕТ-ом аэробус Ил-86 с 350 пассажирскими местами. Первый вариант этого самолета будет иметь дальность полета около 3500 км. После 1986 г. парк ЛЕТ-а увеличится вариантом самолета Ил-86 с повышенной дальностью полета.

● В настоящее время принимается во внимание проект открытия второго, дальневосточного сообщения. Первым сообщением является маршрут Варшава-Банкок.

● ЛЕТ планирует увеличить в ближайшее время величину чартерных перевозок на 20—30%. Предусматривается, что в ближайшее будущее самолеты Ил-18 будут приспособлены исключительно для перевозки грузов.

● Образован 1.II.1978 г. Центр Информатики ЛЕТ-а получил задание организовать компьютерную систему обслуживания пассажиров на внутренних и международных сообщениях, а также объединенную систему переработки данных для административных целей и управления предприятием. Предусматривается постепенное расширение диапазона работ системы, что обеспечит автоматизацию многих технических работ. н.пр. балансировку самолета перед полетом, планирование экипажей.

● До 1981 г. вступит в работу современная гостиница ЛЕТ-а строящаяся в центре города. Гостиница и аэровокзал в центре строятся при содействии с французскими авиапредприятием Эр-Франс, которое располагает системой гостиниц Меридиен. Гостиница строится британской фирмой Сементейш Инт, по польскому проекту. Аэровокзал будет состоять из гостиницы и современного терминала. Кубатура состоит 430 тыс. куб. м а поверхность 112 тыс. кв. м. Высота башни — 140 м (42 наземных и 2 подземные этажа). Число мест в гостинице составляет 1078. В гостинице будут находиться 3 ресторана, 2 бары и ночной клуб. Аэровокзал обеспечит обслуживание пассажиров, сообщение с аэропортом, бронирование мест во всех направлениях и банковские действия.

● 17 ноября 1978 г. на факультете механики, энергетики и авиации Варшавского Политехнического Института состоялась защита докторской диссертации мгр инж. Януша Наркевича по теме: Устойчивость движения лопастей несущего винта вертолета в установившемся полете.

● На заводе ВСК ПЗЛ Мелец начался серийный выпуск сельскохозяйственных самолетов М-18 Дроматер. В 1979 г. Мелец построит 60 самолетов этого типа, из которых 2/3 предназначены на экспорт в западные страны.

● Генеральный директор Объединения Авиационной и Двигательной Промышленности мгр инж. Кшыштоф Кучыньски в интервью для телевидения назвал числа, указывающие на увеличение стоимости 1 кг авиатехники: 1 кг самолета Ан-2 стоит 1000 зл., вертолета Ми-2 — 2500 зл., сельскохозяйственного реактивного М-15 — 5000 зл., оперение для аэробуса Ил-86 — 10 000 зл.

● 18 декабря состоялось в Астрономическом Центре Польской Академии Наук польско-советская научная конференция, на которой были подытожены результаты научных исследований по программе Копэрник 500. Идет подготовка к следующему эксперименту подобного вида Польша, в восьмидесяти годы.

● Советский Союз передал Польше комплект снимков южной Польши, сделанных во время космического полета полковником Гермашевским. Обработка снимков была поручена центру электронического преобразования данных Факультета Геодезии.

● В Центре Космических Исследований Польской Академии Наук была организована компьютерная система преобразования геофизических данных.

● In January this year WSK PZL-Mielec works have exported their 8500th aircraft. This number includes over 8000 popular An-2 multi-purpose and agricultural planes which were put in production 20 years ago. Among the remaining are the M-15 Belfegor agricultural jet plane and the military TS-11 Iskra jet training plane. The Mielec products are exported to 15 countries. The most important purchaser of Mielec aircraft is the Soviet Union where about 7500 Ans are operating on local routes and in aerial application activities. Also, Mielec's export perspectives look promising with the new M-18 Dromader agricultural plane entering production this year. They roused great interest among customers from western countries who saw them in demonstration flights, which took place during the Aero-Agro'78 international seminar devoted to the development of agricultural and utility aircraft.

● In 1979, LOT Polish Airlines observe 50th anniversary of their activities. Its one of the ten world air carriers that can claim such a jubilee. In this connection a few facts about Polish carrier and its future plans.

● In 1978, LOT employed more than 5200 people, including 440 flying personnel: 100 first pilots, 115 second pilots, 70 navigators and 115 flight engineers. Its fleet consisted of 7 Il-62 long-range four-engined planes, 12 Tu-134 medium-range two-engine jet planes, 9 Il-18 four-engined propjet planes and 18 An-24 medium-range two-engined propjet planes.

● Growth of Polish air transport after World War II: in 1945 LOT's aircraft flew 400 thousand kilometers; in 1965 — 8 million kilometers; in 1977 — over 35 million kilometers. In 1965, LOT's airplanes carried 368 thousand passengers, including 135 thousand on foreign routes. In 1975, LOT handled nearly 1600 thousand passengers, including more than half flew on foreign routes. In 1978, LOT carried 1834 thousand passengers, the foreign traffic exceeded 1 million passengers. In 1978, the passenger-kilometers flown totalled 234 million, that is by 16% more than the plan assumptions. In foreign traffic had a surplus of 20%. Plan for this year assumes a further growth of passenger and freight traffic as LOT is going to operate its 8th Il-62 in a new M version which is more economical and has a greater range.

● LOT maintains regular connections with 55 world airports, while length of its regular foreign routes come up to 83 thousand kilometers. Chartered aircraft flew to 200 foreign airports last year.

● By 1985 all An-24s and Il-18s will have withdrawn from operation. Medium-range routes will use Tu-134 planes and from 1982 — the most advanced Yak-42 100-120-seat three-engined jet planes. It is most likely that local routes will use An-28 two-engined propjets, built from a Soviet licence in Poland. The Yak-42 plane will be flying chiefly on all routes up to 680 kilometers long.

● After 1981 LOT will operate the Il-86 aerobus intended to carry 350 passengers. Its first development version will have a range of 3500 km. After 1983 LOT will get another version of the aerobus — the long-range version.

● Opening of a second Far East route is under consideration. This new route would joint Warszawa with Tokyo. The first is the Warszawa — Bangkok route.

● LOT plans to increase the number of chartered flights in the near future by 20÷30%.

It is anticipated that Il-18 planes will be converted into cargo aircraft in the near future.

● Organized on November 1, 1978, the LOT's Information Center was assigned a task of starting a computerized system of passenger service on domestic and foreign routes as well as starting an integrated information system for the purpose of business administration and management. A successive extension of the scope of activities of the computer system is planned to make a number of technical operations automatic such as balancing of an aircraft before take-off or crew planning. Introduction of the system of passenger service should considerably increase the comfort of travelling on LOT's aircraft and also to increase the aircraft utilization. This will no doubt improve the economic business results.

● By 1981 Warszawa will have a new LOT's hotel and a modern Terminal situated in the heart of the city. Both the hotel and Terminal are constructed in cooperation with French air carrier — Air France, which is the owner of a network of Meridien hotels. The building is erected by British Cementation Int. Ltd., according to a Polish project, the subcontractor is the Polish Budopol. The hotel will have 430 thousand cubic meters and its usable floor area — 112 thousand square meters. Height of the tower will be 140 m (42 overground and 2 underground storeys. The hotel will admit 1078 guests in total. It will accommodate 3 restaurants with Polish and French cuisine, three big bars and a night club. The Air Terminal will have the following facilities, viz., passenger handling, keeping regular communication with the airport, ticket reservation in all directions, money exchange.

● On November 17, 1978, at the Warsaw Technical University, Mechanical Faculty of Power and Aeronautical Engineering, Krzysztof Narkiewicz defended his doctoral dissertation on „The Stability of Motion of the Main helicopter Rotor Blades in Flight”.

● WSK PZL-Mielec works started production of the M-18 Dromader agricultural planes. In 1979, its planned to build 60 units of which 2/3 are intended for export, among others, to western countries.

● General manager of the Association of Aircraft and Engine Industry, Mr. Krzysztof Kuczyński, when interviewed by a TV reporter, gave a few figures attesting the rise in value of 1 kg of aircraft manufactured: 1 kg of An-2 plane is 1000 zł, 1 kg of Mi-2 helicopter is 2500 zł and 1 kg of M-15 Belfegor agricultural jet — 5000 zł. The most expensive is 1 kg of the construction of the empennage which is comprised of the horizontal and vertical stabilizers and their associated control surfaces, intended for the Soviet Il-86 aerobus and made by the WSK PZL-Mielec works. The value of 1 kg of empennage exceeds 10 000 zł.

● A Soviet — Polish scientific conference took place at the Astronomy Center of the Polish Academy of Sciences in Warszawa on December 18, 1978. Results obtained by the research equipment installed on Kopernik 500 satellite were summed up. Preparations are made to carry out a successive experiment named Poland.

Adres Redakcji:

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

Tel. 27-25-41

Wydawca:

WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT

SPIS TREŚCI

	Str.
A. Glass: Czy konstruktor to tylko inżynier?	1
Z KRAJU, ZE ŚWIATA	2
STANOWISKO LOTNICZA: Obloty prototypów samolotów zbudowanych przez przemysł; Przemysł lotniczy USA (II)	4
W. Waśkowski: Odrzutowe samoloty treningowo-bojowe bieżącego ćwierćwiecza (VI) (PROBLEMY ROZWOJU LOTNICZWA)	5
J. Staszek: Przemysł lotniczo-kosmiczny Stanów Zjednoczonych NOWOŚCI TECHNICZNE: Silniki badawcze firmy MTU	12
Silnik odrzutowy do latających pocisków	12
PROJEKTY: A.K.04 Sterne — Francja — Binder Bi20 — RFN	13
PROTOTYPY: Cessna Citation III — USA	14
KARTOTEKA TLIA: Northrop F-5E Tiger II — USA	15
Jakowlew Jak — ZSRR	17
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Profile NACA 2412, 2415, 4412, 4415	19
NOWOŚCI TECHNICZNE: Europejska rakieta nośna Ariane	22
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Urządzenia bezpieczeństwa	23
K. Rzemek: O niektórych charakterystykach techniczno-ekonomicznych samolotów Il-62 i Il-62M, z uwzględnieniem optymalnych zakresów przelotowych (LOT PROBLEMY)	24
W NASTĘPNYM NUMERZE	26
W. Stafiej: Wpływ górnopłytowego hamulca aerodynamicznego na obciążenia skrzydła szybowca	27
A. Glass: Polska wersja rolnicza samolotu Li-2 (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	30
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK	32
KSIĄŻKI LOTNICZE	III okł.

Na okładce: Samolot akrobacyjny Zlin Z-50 — rys. K. Cieślak



WYDAWNICTWA
 CZASOPISM
 TECHNICZNYCH NOT

Warszawa
 Czackiego 3/5

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.

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakład nr 1, W-wa. Zam. 13-276/79. Nakład 5000 egz.

Papier druk: sat. IV kl. 70 g. A1. C-121.

Cena pojedynczego egz. zł 20.—

Prenumerata roczna zł 240.—

INDEKS 37909

Training — combat Jet Aircraft in the Last 25 Years, Part VI

In continuation of the analysis of the development problem of secondary — generation training — combat aircraft, the author presents a concept and accomplishment of the program of BAe HS-1182-AJ Hawk airplanes, their characteristic features, performance, armament, combat technique and prognosis of export possibilities.

STASZEK J.

The U.S. Aerospace Industry

The article describes the aerospace industry of the United States. Further, the specific character of the American market and conditions to be met in order to obtain good economic results of the business have been discussed.

RZEMEK K.

About Some Technical and Economical Characteristics of Il-62 and Il-62M Aircraft and Their Optimal Cruising Ranges

The article gives a comparison of some technical — economical characteristics of the Il-62 and Il-62M aircraft and their optimal ranges.

STAFIEJ W.

The Effect of Upper-plate Air Brake on the Glider Wing Load

The use of an air brake on the upper part of a wing basically changes pressure distribution across the wing. Consequently, considerable changes in the bending moments occur in some wing sections, which cannot be neglected when calculating strength of the entire wing.

GLASS A.

Polish Agricultural Version of the Li-2 Airplane

Between 1948–1955 the Li-2 airplanes were used for the control of forest pest in Poland. The first dusting gears were built in 1948 at the Aircraft Study Center. Another type of gears was developed in 1951 at the design office and workshops of the LOT Polish Airlines. The gears and their operation have been described. The Li-2 was the first agricultural plane in Poland after World War II. The use of the Li-2 saved large forest areas in Poland.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXXIV KWIECIEŃ 1979

TECHNIKA

4'79

lotnicza i ASTRONAUTYCZNA

Czy konstruktor to tylko inżynier?

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Czy posiadanie rozległej wiedzy technicznej jest warunkiem wystarczającym do konstruowania samolotów, które będą miały duże powodzenie? Oczywiście, że nie. Po pierwsze konstruktor musi być zorientowany w potrzebach rynku, gdyż kto sfinansuje projektowanie samolotu jeśli nie będzie perspektyw jego zbytu. Musi też być prognostykiem, tzn. potrafić przewidzieć co będzie, gdy jego projekt zostanie zrealizowany i wejdzie do produkcji; czy będzie wówczas równie nowoczesny jak konstrukcje konkurencyjne i czy przewiduje się wzrost zapotrzebowania na samoloty tej klasy. Czyli musi znać się zarówno na tendencjach rozwoju techniki, jak i na prognozach rynkowych.

Aby konstrukcja była korzystna dla wytwórni — jej koszty produkcji muszą być możliwie jak najniższe. Oznacza to, że samolot musi być nie tylko udany technicznie, lecz także dobrze opracowany technologicznie. Niestety często konstruktor za mało dba o technologię swej konstrukcji, jego wiedza w tym zakresie jest zbyt skromna i znajomość możliwości technologicznych swej wytwórni za mała. A przecież od kosztów produkcji zależy jej opłacalność.

Samolot budowany jest dla użytkownika. Zaś użytkownik nie tylko chce go tanio kupić, lecz także chce go tanio użytkować. Ważne są przede wszystkim niskie koszty eksploatacji i wysoka jej rentowność, łatwa i tania obsługa techniczna samolotu oraz możliwie jak najrzadsze remonty. Czyli prócz wiedzy o technice i technologii przeglądów i remontów — konstruktor musi być zorientowany w zasadniczych problemach ekonomicznych eksploatacji samolotów.

Umysłowości konstruktora też stawiane są specjalne warunki. Musi mieć fantazję, lecz równocześnie musi być wielkim realistą. Tworzenie nowych konstrukcji i nowych rozwiązań wymaga śmiałości pomysłów; bez tego nie ma postępu technicznego. Równocześnie dzięki realizmowi swej wyobraźni musi sobie dobrze zdawać z tego sprawę, że nowe rozwiązania kryją w sobie wiele nieprzewidzianych problemów. Praktyka przemysłu lotniczego wykazuje, że konstrukcje zawierające zbyt wiele rozwiązań eksperymentalnych trafiają raczej na złom lub do muzeum niż do produkcji seryjnej. Wystarczy wymienić amerykański bombowiec XB-70 Valkyrie czy zachodniemieckie pionowzłoty VAK-191 i Do-32. Tylko stosowanie w nowym samolocie dużej liczby rozwiązań już wypróbowanych zapewnia sukces. Jest to cecha, po której można poznać wytrawnego konstruktora. Taki konstruktor chętnie korzysta z doświadczeń wytwórni i chętnie stosuje elementy już produkowane. Złotodziób natomiast chce wszystko sam stworzyć, od najprostszych dźwigni i uchwytów począwszy, a na najbardziej skomplikowanych elementach skończywszy. Słynny radziecki konstruktor lotniczy Andrzej Tupolew — którego konstrukcje trudno posądzać o brak nowoczesności — stosował zasadę: „W każdym nowym typie samolotu — tylko jedno rozwiązanie konstrukcyjne może być eksperymentalne”. Oznacza to że nowatorstwo musi być realizowane z dużą dozą rozsądku. Trzeba korzystać z dotychczasowego dorobku technicznego całego świata, a nie tylko mieć ambicję nowatorstwa za każ-

dą cenę. Wyeksperymentowanie na prototypie jednego samolotu wielu nowych problemów jest nierealne, gdyż trudności się zaciebiają, trudno będzie znaleźć i usunąć ich przyczynę, a niemożność wykonywania lotów zmusi do przerwania prac nad samolotem. W wyniku takiej a nie innej rzeczywistości świata techniki — konstruktor musi umieć być równocześnie i nowatorem, i konserwatystą.

Konstruktor musi mieć zdolności organizacyjne. Doprowadzenie pomysłu nowego samolotu do realizacji wymaga odeń zdolności wręcz impresaria. Trzeba bowiem przekonać i przyszłego użytkownika, i producenta, i swych zwierzchników o trafności wybranej koncepcji samolotu. Trzeba potem, w momentach kryzysu zaufania do konstrukcji lub nieprzewidzianych trudności ekonomicznych, umieć zabiegać o zgodę na kontynuowanie pracy czyli o przyznanie środków finansowych.

Dobry konstruktor musi być również dobrym taktikiem w stosunku do swych przełożonych, aby nie doprowadzać do konfliktów, a wywalczać decyzje zapewniające jak najlepszą realizację nowej konstrukcji.

Optymalny rozdział pracy i systematyczne jej egzekwowanie — wymaga zdolności organizacyjnych. Do takich zdolności zalicza się też umiejętność podzielenia się swą pracą z innymi, np. przekazanie w inne ręce kłopotów administracyjnych. Konstruktor nie może być Zosią-Samosią. Powinien umieć korzystać z rady angielskiego przysłowia *don't work — organize* co oznacza *nie rób sam, lecz organizuj*.

Konstruktor musi umieć stworzyć zespół ludzi, który z zapałem będzie realizował swój projekt. Wydajna i twórcza praca konstrukcyjna wymaga osobistego zaangażowania. Przypadkowe zbiorowisko ludzi popędzane administracyjnie nie jest w stanie stworzyć dobrego samolotu. Często pomysł rozwiązania konstrukcyjnego nie powstaje w godzinach pracy, lecz w chwili odprężenia przed zaśnięciem, czy podczas bezsennej godziny w nocy. Lecz to zdarza się tylko entuzjastom swej pracy.

Dlatego główny konstruktor musi mieć zdolności przywódcze. Jest to pojęcie bardzo szerokie, obejmujące i jego osobistą postawę, i wiedzę oraz zdolności z zakresu psychologii, socjologii i pedagogiki. Aby pociągnąć innych za sobą — musi być niemal fanatykiem swego programu, apostołem swej idei. Musi mieć wyczucie psychologa, aby właściwie dobrać sobie ludzi. Musi też umieć ten zespół rozwinąć i utrzymać — a to już socjologia i pedagogika. Tak, bez zdolności wychowawczych poziom zespołu nie rośnie. Posłużmy się przykładami. Jeden z głównych konstruktorów nie pozwalał aby inżynier w jego biurze więcej niż dwa lata specjalizował się w jednej dziedzinie konstrukcji — bojąc się o swój autorytet i monopol wiedzy, w wyniku czego zdolniejsi i ambitniejsi szybko z pracy odchodzili i w końcu biuro rozsypało się. Inny z konstruktorów, nawet gdy wiedział jak dany element ma być rozwiązany, powierzając jego zaprojektowanie swemu pra-

dokończenie na str. 2

POLSKA



● W styczniu br. 8,5-tysięczny samolot wyeksportowały zakłady WSK PZL-Mielec. W tej liczbie jest ponad 8000 popularnych wielozadaniowych i rolniczych samolotów An-2, które weszły do produkcji przed 20 laty. Wśród pozostałych należy wymienić samolot rolniczy z napędem odrzutowym M-15 Belfegor oraz wojskowy samolot szkoleniowo-treningowy TS-11 Iskra. Wyroby mieleckich zakładów eksportowane są do 15 krajów. Największym importerskim samolotów z Mielca jest Związek Radziecki, gdzie na liniach lokalnych i przy pracach rolniczych eksploatowanych jest około 7500 Antków. Pomyślnie przedstawiają się perspektywy rozwoju eksportu mieleckich zakładów: oprócz samolotów An-2, rolniczych M-15 w bieżącym roku weszły do produkcji bardzo udane nowe samoloty rolnicze M-18 Dromader. Wzbudziły one duże zainteresowanie wśród klientów z krajów zachodnich, którzy wyrażali się o nich z prawdziwym podziwem podczas pokazów w locie. Pokazy odbyły się w 1978 r. w Mielcu z okazji międzynarodowego seminarium Aero-Agro'78 poświęconego zagadnieniu rozwoju latającego sprzętu rolniczego i gospodarczego.

● W 1979 r. Polskie Linie Lotnicze LOT obchodzą 50-lecie działalności. Jest to jedna z 10 firm w skali świata, która może się poszczycić takim jubileuszem. W związku z tym faktem, kilka danych o polskim przewoźniku lotniczym i jego zamierzeniach na przyszłość.

— LOT zatrudniał w 1978 r. ponad 5200 osób, z czego na personel latający przypadało 440 osób: 100 kapitanów statków powietrznych, 115 drugich pilotów, 70 nawigatorów i 115 mechaników pokładowych. Flota LOT-u składała się z w ubiegłym roku z 7 długodystansowych czterosilnikowych samolotów Il-62, 12 samolotów średniego zasięgu dwusilnikowych odrzutowych Tu-134, 9 czterosilnikowych turbośmigłowych Il-18 i 18 dwusilnikowych turbośmigłowych samolotów średniego zasięgu An-24.

— Rozwój polskiej komunikacji lotniczej po II wojnie światowej: w 1945 r. samoloty LOT-u przeleciały 400 tys. km, w 1965 r. — 8 mln km, w 1977 r. już ponad 35 mln km. W 1965 r. samoloty LOT-u przewiozły 368 tys. pasażerów, w tym 135 tys. na liniach zagranicznych. W 1975 r. LOT obsłużył prawie 1600 tys. pasażerów, w tym większość odbyła loty na liniach zagranicznych. W 1978 r. LOT przewiózł już 1834 tys. pasażerów, przy czym w ruchu zagranicznym liczba pasażerów przekroczyła 1 milion osób. W 1978 r. ogółem wykonano



Rys. Wersja pożarnicza samolotu PZL M-18 Dromader SP-PBT wypróbowana pierwszy raz 29 listopada 1978 r.

234 mln tonokilometrów pracy przewozowej, tj. o 18% więcej niż zakładał plan przewozów. W przewozach zagranicznych nadwyżka ta wynosiła nawet 20%. Założenia planowe na rok bieżący przewidują dalszy wzrost pracy przewozowej i przewozów pasażerskich, co będzie możliwe dzięki wprowadzeniu do eksploatacji ósmego samolotu Il-62 w nowej odmianie M, bardziej ekonomicznej i o większym zasięgu.

— LOT ma stałe połączenie z 55 portami lotniczymi świata, a długość jego regularnych linii komunikacyjnych zagranicznych sięga 83 tys. km. Samoloty czarterowe obsłużyły w ubiegłym roku 200 lotnisk zagranicznych.

— Do 1985 r. zostaną wycofane z eksploatacji samoloty An-24 oraz Il-18. Na liniach średniego zasięgu będą używane samoloty Tu-134 i począwszy od 1982 r. najnowsze 100—120-miejscowe trzysilnikowe odrzutowe Jak-42. Według wszelkiego prawdopodobieństwa na linie lokalne wejdą budowane w Polsce na licencji radzieckiej dwusilnikowe turbośmigłowe samoloty An-28. Jak-42 będzie latał przede wszystkim na liniach o długości do 680 km.

— Po 1981 r. zacznie być eksploatowany przez LOT aerobus Il-86 o pojemności 350 pasażerów. Jego pierwsza odmiana będzie miała zasięg około 3500 km. Po 1983 r. flota LOT-u wzbogaci się o kolejną odmianę aerobusu Il-86 dalekiego zasięgu.

— Obecnie rozważany jest projekt uruchomienia II linii dalekowschodniej, która połączy Warszawę z Tokio. Pierwsza z nich to linia Warszawa — Bangkok.

— LOT planuje zwiększyć w najbliższym czasie ilość przewozów czarterowych o 20÷30%.

— Przewiduje się, iż samoloty Il-18 będą już w niedalekiej przyszłości przystosowane wyłącznie do przewozów towarów.

● Powołane dn. 1.11.1978 r. Centrum Informatyki LOT-u otrzymało zadanie wdrożenia komputerowego systemu obsługi pasażerów na liniach krajowych i zagranicznych oraz zintegrowanego systemu informatycznego dla celów administracji i zarządzania przedsiębiorstwem. Przewiduje się sukcesywną rozbudowę i rozszerzenie zakresu działania systemu komputerowego, co pozwoli na zautomatyzowanie wielu czynności technicznych jak np.: wyważanie samolotu przed startem, planowanie załóg. Wprowadzenie komputerowego systemu obsługi pasażerów, w pierwszym okresie jego eksploatacji, powinno znacznie zwiększyć wygodę podróżowania samolotami LOT-u i zwiększyć wykorzystanie miejsc w samolotach. Przyczyni się to do polepszenia wyników ekonomicznych przedsiębiorstwa.

● Do 1981 r. zostanie oddany do użytku, budowany w śródmieściu Warszawy, hotel i nowoczesny Terminal LOT-u. Hotel i Terminal budowane są we współpracy z francuskim przewoźnikiem lotniczym Air France, właścicielem siatki hotelowej Meridien. Obiekt wykonywany jest przez angielską firmę Cementation Int. Ltd. według polskiego projektu, a podwykonawcą jest polska firma Budopol. Przyszły dworzec miejski LOT-u składać się będzie z hotelu i nowoczesnego Terminalu. Jego kubatura ma wynosić 430 tys. m³, a powierzchnia użytkowa — 112 tys. m². Wysokość wieży — 140 m (42 kondygnacje nadziemne i 2 podziemne). Łączna liczba miejsc hotelo-

dokończenie ze str. 1

ownikowi, polecał opracowywać kolejne warianty i wykazywał ich wady i zalety, aż pracownik doszedł sam do najlepszego rozwiązania. Ten konstruktor dążył do tego, aby jego pracownicy jak najszybciej zdobywali doświadczenie i potrafili samodzielnie rozwiązywać trudne problemy. Atmosferę w biurze miał dobrą, a chętnych do pracy u niego nie brakowało. Prof. Infeld rozpowszechniał u nas powiedzenie, że wykładowcy dzielą się na tych co chcą pokazać: jaki ja jestem mądry (cechuje ich używanie nadmiaru niezrozumiałych obcych terminów i zawilgość stylu) oraz na tych którzy chcą pokazać: jakie to jest proste. Postawa ta występuje i wśród konstruktorów, zrażając lub przyciągając ludzi.

Nadmierna pewność siebie jest jedną z najniebezpieczniejszych wad dla konstruktora. Brak krytycyzmu uniemożliwia obiektywną fachową ocenę swych pomysłów technicznych, zarozumiałość nie pozwala na korzystanie z życzliwych uwag kolegów i konsultantów oraz doprowadza do złej atmosfery w pracy. Niestety poczucie własnej wartości i odnoszone sukcesy łatwo prowadzą do samouwielbienia.

Tak duży zakres zadań wymaga zazwyczaj od konstruktora niespożytej energii czyli dobrej kondycji fizycznej.

Reasumując — konstruktor musi być nieprzeciętnie uzdolniony, a jego wiedza musi być bardzo rozległa i sięgająca dość daleko poza problematykę ściśle techniczną.

wych 1078. W hotelu będą: 3 restauracje z kuchnią polską i francuską oraz 3 duże bary i night club. Air Terminal będzie spełniał następujące zadania: obsługę ruchu pasażerskiego, utrzymywanie stałej komunikacji z portem lotniczym, dokonywanie rezerwacji we wszystkich kierunkach, funkcje bankowe. Nowy hotel i Terminal zapewnią zwiększenie zakresu i kompleksowość usług świadczonym podróżnym.

● 17 listopada 1978 r. w Wydziale Mechanicznym Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej odbyła się publiczna obrona rozprawy doktorskiej mgr inż. Janusza Narkiewicza na temat: Stateczność ruchu łopaty wirnika nośnego śmigłowca w locie ustalonym.

● W WSK PZL-Mielec przystąpiono do seryjnej produkcji samolotów rolniczych M-18 Dromader. W 1979 r. Mielec ma zbudować 60 Dromaderów, z których 2/3 przeznaczone jest na eksport m.in. do krajów zachodnich.

● Naczelnym dyrektorem Zjednoczenia Przemysłu Lotniczego i Silnikowego mgr inż. Krzysztof Kuczyński w wywiadzie telewizyjnym podał kilka liczb świadczących o wzroście wartości 1 kg produkowanego sprzętu: wartość 1 kg samolotu An-2 wynosi 1000 zł, śmigłowca Mi-2 2500 zł, rolniczego samolotu napędzanego silnikiem odrzutowym M-15 Belfegor — 5000 zł. Najkosztowniejszy jest 1 kg konstrukcji kompletów usterzenia, obejmujących sterzy i stateczniki pionowe i poziome dla radzieckiego aerobusu Il-86, które produkują zakłady WSK PZL-Mielec. Wartość 1 kg kompletu usterzenia przekracza 10 000 zł.

● 18 grudnia 1978 r. odbyła się w Warszawie w Centrum Astronomicznym Polskiej Akademii Nauk radziecko-polska konferencja naukowa, na której podsumowano wyniki uzyskane za pomocą aparatury badawczej wysłanej w kosmos na sputniku Kopernik 500. Czynione są przygotowania do przeprowadzenia w latach siedemdziesiątych kolejnego eksperymentu podobnego typu o nazwie Polrad.

● Związek Radziecki przekazał Polsce komplet zdjęć południowej Polski wykonanych przez ppłk. M. Hermaszewskiego w trakcie przeprowadzanych przez niego prac badawczych w kosmosie. Opracowanie zdjęć powierzono Ośrodkowi Elektronicznemu Przetwarzania Danych Wydziału Geodezji.

● W Centrum Badań Kosmicznych Polskiej Akademii Nauk powstał komputerowy system przetwarzania danych heliogeofizycznych.

● Wzrasta sprzedaż francuskich śmigłowców przez firmę Aerospatiale Helicopter Corporation do Stanów Zjednoczonych. Sprzedaż wg wartości: 1976 r. — 17 mln dol., 1977 r. — 36 mln dol., w 1978 r. dostawa miała wynieść 80 sztuk. Od początku eksportu francuskich śmigłowców do USA Aerospatiale dostarczyła na tamtejszy rynek do 1.X.1977 r.: Alouette II — 73 szt., Alouette III — 76 szt., Lama — 74 szt., Gazelle — 85 szt., Puma — 8 szt. Ponadto Aerospatiale otrzymała zamówienie na dostawę 278 szt. śmigłowców Ecureuil/Astar.

● Zostały reaktywowane 2 zbankrutowane firmy: Fournier i Wassmer. Fournier, zachowując dotychczasową nazwę podjął na nowo produkcję lekkich samolotów RF-6B i przystępuje do budowy jego dalszej odmiany RF-9 wyposażonej w silnik Limbach SK-1700-E. Wassmer zaś zmienił nazwę na Issolre-Aviation. Profil produkcyjny dawnego Wassmera pozostał bez zmian.

● Zamówienia potwierdzone na myśliwsko-bombowe samoloty Jaguar (istnieje również ich odmiana treningowa) na 30.09.1978 r. wynosiły 426 szt., z czego 200 szt. dla Francji, 200 szt. dla Wlk. Brytanii oraz 14 szt. dla Omanu i 12 dla Ekwadoru. 5.10.1978 r. Indie zakupiły 40 szt. kompletnych Jaguarów od francusko-brytyjskiego konsorcjum koprodukcyjnego SEPECAT i licencję na budowę w Indiach dalszych 160 sztuk. Montaż 160 Jaguarów w Indiach ma być progresywny, tzn., że w miarę upływu czasu coraz więcej elementów będzie pochodzenia indyjskiego. Wartość zamówienia indyjskiego wynosi około 2 mld dol.



RFN

● W ciągu roku (lipiec 1977 — czerwiec 1978 r.) Grob-Flugzeugbau wyprodukował 200 szybowców Twin-Astir. Standardowy Twin-Astir kosztuje w RFN 34,8 tys. marek (ok. 17 tys. dol.). Projektowany Twin-Astir II, ze stałym podwoziem, ma kosztować około 40 tys. marek (ok. 20 tys. dol.).



USA

● Firma Sikorsky dostarczyła 31.10.1978 r. lotnictwu lądowych wojsk USA pierwszy seryjny śmigłowiec transportu logistycznego UH-60A Black Hawk (dawnie oznaczenie UTTAS). Pierwsza seria tych śmigłowców liczy 129 sztuk, a ich wartość wynosi 223 mln dolarów.

● Grumman American przystąpił do seryjnej produkcji turbinowej odmiany rolniczych samolotów Ag-CatD. Pierwsza dostawa nastąpiła w grudniu ub. r. Turbinowy Ag-CatD jest napędzany silnikiem turbośmigłowym PT-6-15AG (specjalna odmiana rolnicza silników PT-6-15) o mocy 510 kW. Do końca ub. roku Grumman miał dostarczyć na rynek 4 turbinowe samoloty Ag-CatD. Planowana produkcja od 1979 r. po 15+20 sztuk rocznie.

● Na zlecenie NASA General Electric przeprowadza próby z prototypami silników o niższym poziomie hałasu wydzielających mniejszą ilość szkodliwych spalin

(amerykańskie oznaczenie silników QCSEE). Silniki te są przewidziane do samolotów komunikacji lokalnej (450+800 km), korzystających z małych lotnisk. Pierwsze próby wykazały, iż głośność nowych silników jest o 8-12 db niższa niż najcichszego ze współczesnych silników, tj. CF-6. Poziom hałasu jest o 9 db niższy niż to przewiduje ustawa o głośności, która wejdzie w życie w połowie lat osiemdziesiątych. W gazach wdechowych badanych silników ilość tlenu węgla została zredukowana o 84%, a węgłowodoru o 91%. Pod koniec ub. r. badano wpływ umieszczenia silników (pod lub nad płatem jak w samolotach VFW-Fokker 614 i Fairchild A-10) na poziom głośności.

● Na orbicie geostacjonarnej krąży od lipca ub. roku 3 amerykański satelita geostacjonarny, wyniesiony tam przez rakietę Atlan Centaur. Satelita ma 18 000 obwodów telefonicznych dla połączeń pomiędzy 50 stacjami USA.

● Nowy rekord produkcyjny amerykańskiego przemysłu lekkich samolotów: w pierwszym półroczu ub. roku wyprodukowano 8790 samolotów lekkich za 822 mln dol. (729 mln dol. za pierwsze sześć miesięcy 1976 r.).



W. BRYTANIA

● Wzrasta liczba przewoźców śmigłowcami pracowników zatrudnionych na pełnomorskich stanowiskach wydobywczych na Morzu Północnym i koło Orkadów. Obecnie pracuje tam 18 000 osób. W 1978 r. śmigłowce wykonały ponad 190 mln pasażerokilometrów. Średnia odległość stanowiąc od brzegu wynosiła od 90 km do 350 km. Przewiduje się, że w 1990 r. liczba wylatanych pasażerokilometrów będzie podwojona. W przyszłości dla zwiększenia efektywności przewoźców mają być użytkowane śmigłowce o pojemności minimum 44 pasażerów i zasięgu nie mniejszym niż 900 km. Takim śmigłowcem jest obecnie Boeing-Vertol C-47 Chinook, który w USA jest modernizowany.

● Silniki odrzutowe Spey napędzają 2000 samolotów (1350 wojskowych i 650 cywilnych), a m.in. wojskowe: Vought A-7 Corsair (US Navy i lotnictwo marynarki Grecji), Phantom (RAF i Royal Navy), Buccaneer (Royal Navy i RAF), Nimrod (RAF) i cywilne: BAC 1-11, Trident Fokker Fellowship, Grumman Gulfstream. Ostatnio Chińska Rep. Ludowa zakupiła od Anglii licencję na budowę tych silników. W silniki te mają być wyposażone myśliwsko-bombowe samoloty F-9 (chińska odmiana MiG-19).

OGÓLNE

● W dniach od 5 do 9 marca ub. roku odbyło się w Tuluzie międzynarodowe kolokwium zorganizowane przez francuskie Centrum Państwowe Badań Kosmicznych (CNES) i Generalną Dyрекcyję Telekomunikacji (DGT). Kolokwium było poświęcone zagadnieniom kosmosu, satelitarnej łączności i radiowej łączności satelitarnej. W czasie kolokwium były prezentowane na wystawie i pokazach najnowsze osiągnięcia z tej dziedziny.



FRANCJA

● Założenie konstrukcyjne samolotu myśliwsko-bombowego Mirage 2000 przewidywało uzyskanie stosunku wielkości ciągu do masy samolotu wynoszącego 1:1. Założenie to zostało zrealizowane: masa własna samolotu wynosi 9000 kg, a ciąg 9000 daN (silniki SNECMA M-53). W porównaniu z samolotami Mirage III i 5 uzyskano 25% zmniejszenia ciężaru płata i usterzenia. Zmniejszenie ciężaru osiągnięto, stosując w konstrukcji płatowca tytan i materiały zespolone (włókna boru i węgla) oraz nowoczesne metody technologiczne (np. obróbka elektrochemiczna).



Obloty w 1977 r.

- 6.01. Hindustan HPT-32, szkolny, Indie
- 14.01. Grumman American GA-7 Cougar, służbowy, USA
- 20.01. Fournier RF-9, motoszybowiec, Francja
- 29.01. Schleicher ASW-20, szybowiec, RFN
- 31.01. Cessna Citation II, służbowy, USA
- 5.02. Panavia Tornado (1 przedprodukcyjny), szturmowy, RFN — Wielka Brytania — Włochy
- 11.02. Westland Lynx AH Mk.1 (1. seryjny), Wlk. Brytania
- 16.02. McDonnell-Douglas YC-15, 1. prototyp o powiększonej rozpiętości i z 1 silnikiem CFM56, transportowy, USA
- 18.02. Hawker Siddeley HS748 Coast-guarder, patrolowy, Wlk. Bryt.
- 18.02. NASA/Rockwell Space Shuttle + B747, prom kosmiczny, USA
- 23.02. Socata TB-10, sportowy, Francja
- 26.02. Siren D-77 Iris, szybowiec, Francja
- 10.03. Embraer EMB-201A Ipanema, rolniczy, Brazylia
- 24.03. Lockheed YC-141B, transportowy, USA
- 25.03. Robin R 1180, sportowy, Francja
- 26.03. Grob Gr-102 Astir CS 77 (1. seryjny), szybowiec, RFN
- 6.04. Britten-Norman Turbo-Islander, transportowy, Wlk. Brytania
- 7.04. Scottish Aviation Jetstream T Mk 2, Wlk. Brytania
- 12.04. Silvercraft SH-200, śmigłowiec, Włochy
- 13.04. Aerospatiale/Lockheed T-33 z płatem nadkrytycznym, Francja
- 22.04. Glaser-Dirks DG-200, szybowiec, RFN
- 3.05. Bell XV-15, pionowzlot, USA
- 3.05. Embraer EMB-110P2 Bandeirante (1. seryjny), pasażerski, Brazylia
- 16.05. Socata Rallye 235 CA, rolniczy, Francja
- 24.05. Beechcraft 76 (1. seryjny), sportowy, USA
- 26.05. Norman NDN-1 Firecracker, szkolny, Wlk. Brytania
- 30.05. DHC-7 Dash 7 (1. seryjny), pasażerski, Kanada
- 3.06. Vickers-Singsby Vega, szybowiec, Wlk. Brytania
- 10.06. Britten-Norman BN-2 Ducted-Fan Islander, Wlk. Brytania
- 16.06. Mitsubishi F1 (1. seryjny), szturmowy, Japonia
- 26.06. Boeing-Vertol CH-46E, śmigłowiec, USA
- 27.06. CASA C-101 Aviojet, treningowy, Hiszpania
- 29.06. Rockwell Sabreliner 65, służbowy, USA
- 7.07. PZL M-17, sportowy, Polska
- 9.07. Heinz Tri-Z-CH 300, sportowy, Kanada

- 28.07. Start + Flug H 121 Schulmeister, szybowiec, RFN
- 8.08. General Dynamics F-16B, treningowy, USA
- 13.08. NASA/Rockwell — Space Shuttle OV-101 (1 lot ślizgowy), prom kosmiczny, USA
- 15.08. Embraer EMB-111, patrolowy, Brazylia
- 22.08. Janowski J-2 Polonez*, sportowy, Polska
- 6.09. Westland Seaking HAR Mk. 3, śmigłowiec, Wlk. Brytania
- 7.09. Aviafiber Canard-2 FL*, szybowiec, Szwajcaria
- 2.10. General Avia F-15F, sportowy, Włochy
- 24.10. Iliuszyn Il-86 (1. seryjny), pasażerski, ZSRR
- 27.10. RFB AWI-2 Fantrainer, treningowy, RFN
- 2.11. Tri-Turbo 3 (DC-3), pasażerski, USA
- 4.11. Alpha Jet E-1 (1. seryjny), treningowy, Francja
- 4.11. Saab JA 37 Viggen (1. seryjny), szturmowy, Szwecja
- 24.11. Dassault Super Etendard (1. seryjny), myśliwski, Francja
- 28.11. Dassault Falcon 20 G, patrolowy, Francja
- 9.12. Pitts S-2S, akrobacyjny, USA
- 10.12. SZD-48 Jantar Standard 2, szybowiec, Polska
- 22.12. Antonow An-72, transportowy, ZSRR
- 23.12. Kawasaki P2V-7, patrolowy, Japonia — USA

Obloty w 1978 r.

- 10.01. SZD-30C Pirat, szybowiec, Polska
- 11.01. AJI Hustler 400, służbowy, USA
- 17.01. Fuji T-3 (1. przedprodukcyjny), treningowy, Japonia
- 13.02. PZL-104 Wilga 35R, rolniczy, Polska
- 14.02. Cessna 303, służbowy, USA
- 9.03. Aeritalia G-222 VS, patrolowy, Włochy
- 10.03. Dassault Mirage 2000, myśliwski, Francja
- 13.03. SZD-42-2 Jantar 2B, szybowiec, Polska
- 16.03. Eiri PIK-20E (1. seryjny), motoszybowiec, Finlandia
- 9.04. Dornier Do-28 D5 Turbo-Sky-servant, transportowy, RFN
- 12.04. Alpha-Jet A-1, służbowy, RFN
- 18.04. PZL-110 Koliber, szkolno-sportowy, Polska
- 28.04. Rockwell Sabreliner 80A, służbowy, USA
- 16.05. Braunschweig SB-11, szybowiec, RFN
- 31.05. RFB ATI-2 Fantrainer, treningowy, RFN
- 18.06. VTC S-75, motoszybowiec, Jugosławia
- 6.07. Boeing/NASA QSRA, doświadczalny, USA
- 18.07. Turbo Ag-Cat D, rolniczy, USA
- 20.07. Aermacchi MB-339 (1. seryjny), treningowy, Włochy
- 7.08. General Dynamics F-16A (1. seryjny), myśliwski, USA

- 20.08. Aerospatiale Fouga 90, treningowy, Francja
- 20.08. BAe Sea Harrier FRS Mk.1, szturmowy, Wlk. Brytania
- 21.08. Gates Learjet 28 Longhorn (1. seryjny), służbowy, USA
- 29.08. Mitsubishi MU-300, służbowy, Japonia
- 12.09. Partenavia P.68 Turbo (Victor), służbowy, Włochy
- 13.09. Aerospatiale SA-332 Super Puma, śmigłowiec, USA
- 10.10. SZD-49 Jantar Standard K, szybowiec, Polska
- 28.10. Scheibe SF-H34, szybowiec, RFN
- 28.10. Glaser Dirks DG-200, Acroracer, szybowiec, RFN
- 8.11. Canadair Challenger, służbowy, Kanada
- 9.11. McDonnell-Douglas AV-8B, szturmowy, USA
- 11.11. Grob Speed Astir, szybowiec, RFN
- 15.11. PZL-106 AR Kruk, rolniczy, Polska
- 18.11. McDonnell-Douglas F/A-18 Hornet, myśliwski, USA
- 28.11. Dassault Falcon 20G Guardian (1. seryjny), patrolowy, Francja
- 29.11. PZL M-18 Dromader, pożarniczy, Polska
- 11.12. SABCA F-16 (1. licencyjny), myśliwski, Belgia

A.G.

Przemysł lotniczy USA (II)

Wytwornie silników lotniczych

Wytwornia	Miejscowość	Wyroby
ALLISON (General Motors — Detroit Diesel)	Detroit, Indianapolis	250, T56, T63
AVCO LYCOMING	Stratford, Conn	T53, T55, ALF 502, LTS101, LTP101, LTC1, LTC4, PLT27, silniki tłokowe 75-300 kW
CURTISS-WRIGHT	Wood Ridge, New Jersey	J65
GARRETT-AIRESEARCH	Los Angeles, Arizona, Phoenix	ATF3, TFE731, TPE331, ETJ31, TJE341, TSE331
GENERAL ELECTRIC	West Lynn Evendale	J79, J85, CJ610, F404, TF34, CF700, T58, T64, T700, CT7 CF34, CF6, F101
PRATT-WHITNEY (United Technologies)	East Hartford, West Palm Beach	J52, J57, TF-30, F-100, F-401, JT12, JT3D, JT8D, JT9D, JTF10A, JTF22, RL10
TELEDYNE CONTINENTAL	Mobile	silniki tłokowe 75-220 kW
TELEDYNE CAE	Toledo	J69, J100, J402, CAE373, CAE440, CAE471

* — konstrukcje amatorskie

Odrzutowe samoloty treningowo-bojowe bieżącego ćwierćwiecza (VI)

Mgr WŁODZIMIERZ WĄSKOWSKI

Institut Lotnictwa

W dalszym ciągu analizy problemu rozwoju II generacji odrzutowych samolotów treningowo-bojowych przedstawiono koncepcję i realizację programu samolotów BAe HS-1182-AJ Hawk, cechy charakterystyczne tych samolotów, ich osiągi, uzbrojenie, taktykę walki oraz prognozę możliwości eksportu.

British Aerospace HS-1182 AJ Hawk

Przesłanki, którymi kierowało się Dowództwo Brytyjskiego Lotnictwa Wojskowego (RAF) przy opracowaniu koncepcji nowego odrzutowego poddźwiękowego samolotu treningowo-bojowego były podobne jak we Francji oraz w RFN przy projektowaniu samolotu Alpha-Jet (szerzej zagadnienie zostało omówione w nr 2/1979 TLiA). W grę wchodziło zminimalizowanie kosztów szkolenia oraz wymogi stawiane przez taktykę walki samolotów wsparcia do której, jak dowiodły doświadczenia, w wysokim stopniu przydatne są względnie lekkie i tanie odrzutowe samoloty bojowe przekształcone z seryjnych odrzutowych samolotów treningowych. Jeżeli chodzi o redukcję kosztów szkolenia, to wynika ona przede wszystkim z możliwości zmniejszenia liczby samolotów służących do tego celu. Zagadnienie to przedstawimy niżej na przykładzie Hawka.

Rozwój koncepcji treningowo-bojowego samolotu Hawk

Do 1967 r. teoretycy szkolenia RAF wysuwali koncepcję, iż w tym celu można i należy eksploatować dwa samoloty: do szkolenia wstępnego i treningu zaawansowanego — samoloty Jet Provost, a dla szkoły ognia, nawigacji, walki powietrznej, wsparcia i bombardowania — francusko-angielskie samoloty o naddźwiękowej prędkości Jaguar. Koncepcja ta okazała się nierealna z uwagi na bardzo wysokie koszty szkolenia na samolotach naddźwiękowych [1]. Ponadto pomiędzy tymi samolotami istniała zbyt wielka różnica klasy (trudność pilotowania i osiągi). Z tego powodu konieczny okazał się względnie tani, poddźwiękowy samolot nadający się równocześnie do treningu jak i, po wyposażeniu go w odpowiednie uzbrojenie, do działań bojowych. Z tych też powodów pierwotne zamówienie RAF na samoloty Jaguar (100 samolotów odmiany bojowej i 100 — odmiany treningowej) zostało zmodyfikowane. Dzisiaj RAF dysponuje 165 Jaguarami odmiany bojowej i tylko 35 samolotami treningowymi [2].

Biuro konstrukcyjne firmy Hawker Siddeley w Kingston, orientując się w potrzebach RAF, przystąpiło (jeszcze bez zlecenia ze strony lotnictwa) do opracowania nowego, uniwersalnego prototypu samolotu treningowo-bojowego. Pierwsza wersja miała być wyposażona w silnik bez dopalacza Adour budowany w koprodukcji przez francuskie firmy Turbomeca i SNECMA oraz angielską Rolls-Royce. Równocześnie projektanci zakładali, iż płat samolotu ma być prosty. Odmiana ta została oznaczona 1182. Powyższe założenia konstrukcyjne okazały się mylne, dlatego też Hawker Siddeley przez półtora roku wypróbowywał różne odmiany płatów, usterzenia i zespołów napędowych dwu- i jednosilnikowych. Ostatecznie utrzymał się pierwszy projekt: samolot ma być jednosilnikowy, a tym silnikiem powinien być ze względów oszczędnościowych Adour, który już się sprawdził na samolotach Jaguar. Dopiero w połowie stycznia 1970 r. RAF ogłosił konkurs na projekt odrzutowego samolotu treningowo-bojowego. Do konkursu

stanęły dwie brytyjskie firmy: Hawker Siddeley i British Aircraft Corporation. Pierwszy projekt HS-1182 został przez RAF odrzucony, gdyż samolot ten został uznany za zbyt ciężki i o zbyt złożonej konstrukcji. Z tego powodu Hawker Siddeley opracował następny z kolei projekt, zmniejszając gabaryty i masę samolotu. Nowy projekt otrzymał oznaczenie 1182 A. Hawker Siddeley zaproponował RAF-owi dolnopląt ze schodkowym umieszczeniem foteli pilota i ucznia bądź strzelca pokładowego. Z uwagi na fakt, iż RAF nie wysunął żądania, aby samolot osiągnął prędkość naddźwiękową, jego konstrukcja mogła być względnie prosta lecz równocześnie zwarta i mocna (duża liczba startów i lądowań wykonywanych przez pilotów — uczni). W czasie prac projektowych koncepcja gabarytów i kształtu samolotu ulegała kilkakrotnym zmianom np: obniżono wloty powietrza, kilka razy zmieniano profil usterzenia, który początkowo miał być prosty, a następnie o skosie wynoszącym 18°, dziś skos po dalszych próbach został zmniejszony do 10°. Równocześnie ze względu na przewidziane zadania bojowe w odmianie przeznaczonej do walki i wsparcia dodano po jednym zaczepie podskrzydłowym (odmiana treningowa dla RAF ma tylko dwa zaczepy podskrzydłowe).

Zasadnicza różnica pomiędzy projektami BAC i Hawker Siddeley polegała na rodzaju silnika, który miał być zastosowany. Projekt BAC P.59 przewidywał użycie zespołu napędowego rodziny Viper 600 (silnik jednoprzepływowy), a Hawker Siddeley obstawał przy wybranym przez siebie dwuprzepływowym Adourze, wykazującym się znacznie niższym zużyciem paliwa. Ponadto zaletą Adoura była, jak to wyżej podaliśmy, jego produkcja seryjna, modułowa konstrukcja; oznaczało to oszczędność w kosztach prac obsługowych. Natomiast silnik Viper 600 miał mniejszą masę i niższą cenę niż Adour.

Ostatecznie konkurs wygrał Hawker Siddeley, przedstawiając trzy projekty (czerwiec 1971 r.): 1182-AJ z silnikiem Adour przeznaczony zarówno do treningu, jak i akcji bojowych, 1182-AT jest uproszczoną odmianą poprzedniego, przeznaczoną wyłącznie do szkolenia oraz 1182-V wyposażoną w silnik Viper 600. RAF wybrał odmianę 1182-AJ. Jednak przed podjęciem decyzji RAF prowadził rozmowy z konsorcjum francusko-zachodnoniemieckim (producentem samolotów Alpha-Jet), w sprawie współpracy w tej dziedzinie i ewentualnej koprodukcji. Jednak terminy dostawy proponowane przez twórców Alpha-Jet były zbyt odległe. Dlatego też nie doszło do zamierzonej współpracy pomiędzy stronami [3]. 21 marca 1972 r. RAF podpisał umowę wartości 190 mln dol. na dostawę płatowców HS 1182-AJ, które zostały nazwane Hawk. Zgodnie z życzeniem RAF, samolot miał być budowany jako maszyna se-



Rys. 1. Samolot BAe HS-1182-AJ Hawk w locie

ryjna tzn., że nie przewidywano ani wyprodukowania prototypów, ani samolotów przedseryjnych. Pierwsza partia miała liczyć 6 sztuk przeznaczonych od początku do prób w locie. Z tych sześciu sztuk, 5 samolotów po zakończeniu prób w locie miało być przekazane szkołom RAF do użytkowania, szósta zaś wracała do firmy, w celu prowadzenia dalszych prób [2].

Harmonogram prób w locie

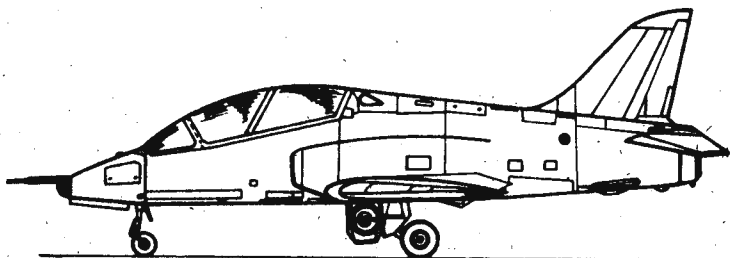
Pracę nad realizacją samolotu Hawker Siddeley zlecił następującym zakładom: zakłady w Brough — płat i ustereżenie, Hamble — część tylna kadłuba, przednia szyba i owiewka kabiny, Kingston — prace projektowe, pozostałe elementy i montaż, Bundsfold — próby w locie. Oprócz macierzystych zakładów Hawker Siddeley, w budowie Hawka wzięło udział jeszcze 50 firm głównych kooperantów, nie licząc mniejszych, dostarczających drobne elementy.

Oblot pierwszego samolotu Hawk (nr XX 154) odbył się 21 sierpnia 1974 r., a więc po czterech latach od chwili przystąpienia firmy do prac projektowych nad samolotem i po dwóch latach od chwili otrzymania zamówienia od RAF.

Drugi Hawk (XX 156), już w kolorach ochronnych stosowanych przez RAF, odbył pierwszy lot w czerwcu 1975 r. Samolot ten został wysłany na Bliski Wschód w celach akwizycyjnych, gdzie przeprowadził kilkadziesiąt lotów pokazowych.

Do końca listopada 1975 r. wszystkie samoloty zakończyły pierwszy etap prób w locie, których przebieg przedstawia się następująco:

- Hawk 01: sterowność, flutter i określenie dopuszczalnego ładunku,
- Hawk 02: próby w warunkach tropiku, badanie ogólne systemów (układów), sterowanie pracą silnika,
- Hawk 03: próby wyposażenia awioniki i uzbrojenia,
- Hawk 04: próby korkociągu (przeprowadzono 330 korkociągów do końca prób),
- Hawk 05 i 06: próby taktycznego użycia samolotu,
- Hawk 07: został poddany ostatecznym próbom przez Komisję Zakupów RAF i przyjęty na wyposażenie angielskich szkół pilotów wojskowych,
- Hawk 08: zbudowany na koszt producenta miał oznaczenie cywilnego lotnictwa brytyjskiego G-HAWK i był pierwszym samolotem przystosowanym do ewentualnych wymagań importerów, głównie z Trzeciego Świata. Ten samolot, podobnie jak Hawk 02, odbył wiele pokazów, zwłaszcza w krajach pozaeuropejskich, gdzie spotkał się z dużym zainteresowaniem potencjalnych odbiorców.



Hawk

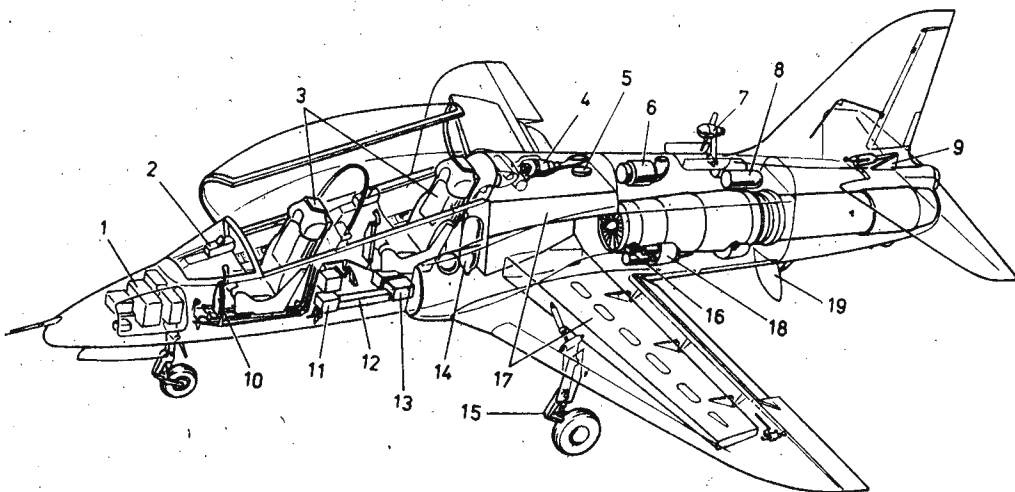
Rys. 2. Boczną sylwetką samolotu Hawk

W ten sposób potwierdziła się słuszność koncepcji firmy Hawker Siddeley: zaniechanie budowy prototypów i maszyn przedseryjnych. Dzięki zastosowaniu metody produkcji seryjnej od samego początku, harmonogram prac zarówno budowy pierwszych sześciu Hawków, jak i harmonogram prób w locie został skrócony w stosunku do założeń planowych. Stworzyło to duże szanse konkurencyjności w stosunku do budowanych wówczas współzawodników Hawka (Alpha-Jet, a z lepszych AerMacchi MB-339), co do których decyzja wdrożenia ich do seryjnej produkcji zapadła dopiero po przeprowadzeniu badań w locie prototypów. Między innymi realizacja koncepcji Hawker Siddeley — budowa od początku seryjnych maszyn — pozwoliła na rozpoczęcie produkcji seryjnej i działalności akwizycyjno-promocyjnej Hawka o rok wcześniej niż np. samolotów Alpha-Jet, nad którymi prace projektowe zaczęły się o 18 miesięcy wcześniej niż nad Hawkiem. I jeszcze jedno: Hawk jest dziełem tylko jednego producenta, który z góry otrzymał zamówienia i odpowiednie dotacje od jednego tylko zleceniodawcy. W tym samym czasie produkcja seryjna francusko-niemieckich samolotów Alpha-Jet uległa dwuocznemu opóźnieniu, z powodu rozbieżności w zapatrywaniach kooperujących przedsiębiorstw oraz ich zleceniodawców tj. odpowiednich instancji rządowych obu tych państw. Głównie chodziło o ustalenie roli i zadań, jakie Alpha-Jet mają do spełnienia oraz żądania RFN dotyczące warunków eksportu tych samolotów.

Wydaje się również konieczne zwrócenie uwagi na jeszcze jeden aspekt: Hawk jest od 1965 r. pierwszym wyłącznym angielskim produktem, zbudowanym według metrycznego systemu miar, a to w celu ułatwienia transakcji eksportowych. Przemysł lotniczy Wielkiej Brytanii w tym przypadku zdał egzamin, gdyż nie tylko wyprzedził planowany harmonogram prac, ale, co jest sprawą wręcz wyjątkową, nie przekroczył planu kosztów. Wydaje się również, iż realizacja programu Hawk stanowić może (o czym zdają się świadczące wszelkie objawy) nowy punkt zwrotny w rozwoju lotniczego przemysłu angielskiego. Po kilku bowiem latach braku budowy płatowców własnej konstrukcji (przemysł silnikowy i elektroniczny tego kraju rozwijały się dobrze) angielski przemysł budowy płatowców równocześnie przystąpił do budowy dwu samolotów: czterosilnikowego pasażerskiego odrzutowego HS-146 przeznaczonego do przewozu na średnich dystansach 100—130 pasażerów oraz turbośmigłowego dwusilnikowego samolotu do lokalnego transportu. Samolot ten może być eksploatowany równocześnie jako dyspozycyjny, do celów szkoleniowych (nawigacja) oraz patrolowych. Jest nim Jetstream 31. Z kolei British Aerospace przystąpił dnia 1.01.1979 r. jako udziałowiec do kooperacyjnej spółki Airbus Industries, produkującej coraz popularniejsze europejskie aerobusy rodziny A300-B (udział Anglików wynosi 20%, a jego wartość — 350 mln dol.). Równocześnie ta sama firma będzie współpracowała z amerykańskim Boeingiem przy produkcji nowego odrzutowego samolotu pasażerskiego Boeing 767. Jak z powyższego widać, upaństwowienie brytyjskiego przemysłu lotniczego przyniosło pozytywne wyniki i świadczy o prężności tej branży. Odzyskana prężność brytyjskiego przemysłu lotniczego powinna mieć decydujący wpływ na wzrost sprzedaży obu odmian treningowo-bojowych samolotów Hawk za granicą.

Nowe metody szkolenia

Do 31.07.1978 r. Hawker Siddeley wyprodukował 55 seryjnych samolotów Hawk 1182-AJ z silnikiem Adour 151



Rys. 3. Przekrój samolotu Hawk: 1 — pomieszczenie na wyposażenie, 2 — celowniki strzeleckie, 3 — fotele katapultowane Martin Baker 108, 4 — urządzenia klimatyzacyjne, 5 — odpowietrzenie układu paliwowego, 6 — rozrusznik silnika, 7 — wiatraczek (chowany), 8 — zbiorniki cieczy hydraulicznej, 9 — wzmacniacz układu sterowania, 10 — urządzenia sterownicze, 11 — zespół urządzeń elektrycznych, 12 — tablica rozdzielcza urządzeń elektrycznych, 13 — akumulatory, 14 — butle z tlenem, azotem i gaśnicę, 15 — podwozie główne, 16 — zawór niskiego ciśnienia, 17 — zbiorniki paliwa, 18 — prądnica, 19 — hamulec aerodynamiczny

bez dopalacza o ciągu 2380 daN (2422 kg). Łącznie szkoły pilotów wojskowych RAF mają do końca 1980 r. otrzymać 175 Hawków zamówionych przez lotnictwo. Między innymi sławny zespół akrobatyczny RAF-u *Red Arrows* (Czerwone Strzały) będzie wyposażony w Hawki o gładkiej konfiguracji (zamiast dotychczasowych samolotów Gnat).

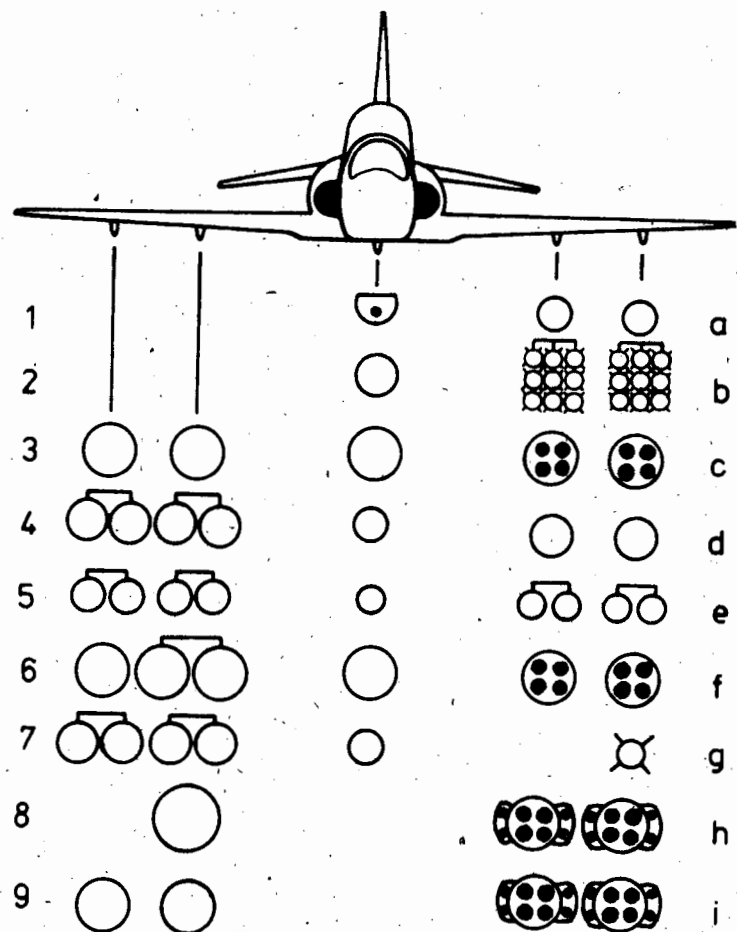
W związku z otrzymaniem na wyposażenie poważnej liczby nowych Hawków, RAF opracował, i już wcielił w życie, nową metodę szkolenia przyszłych pilotów wojskowych. Do 1977 r. uczniowie wojskowych szkół pilotów zaczęli szkolenie (po krótkim szkoleniu podstawowym na łokowych samolotach Bulldog i Chipmunk) od lekkich odrzutowych Hunting Jet Provost (odmiana bojowa tych samolotów tj. Strikemaster przeznaczona była prawie wyłącznie na eksport), kolejny etap to trening zaawansowany na samolotach Folland Gnat, których odmiany bojowe doskonale spisały się w czasie ostatniej wojny indyjsko-pakistańskiej. Szkoła ognia i taktycznego użycia uzbrojenia odbywała się na samolotach Hawker Hunter. Do szkolenia operacyjnego przeznaczone były samoloty bojowe Lightning. Łączny czas szkolenia pilotów wojskowych przedstawiał się następująco: Bulldog — 30 h, Jet Provost 3 ponad 120 h, Gnat T — 85 h, Hunter — 70 h oraz Lightning — 70 h. Łącznie trening 305 h a szkolenie operacyjne 70 h.

Począwszy od wejścia na wyposażenie samolotów Hawk, plan szkolenia ma następujący przebieg: 145 h na samolotach Jet Provost, z czego 45 h poświęca się na trening zaawansowany (na Jet Provost Mk.5). W tym czasie uczeń szkoli się w nawigacji na małej wysokości. Szkolenie to odbywa się w Valley. W Aglesea uczeń siada do sterów samolotu Hawk, na którym przechodzi wyższy kurs nawigacji na małej i dużej wysokości, loty bez widoczności itp., razem 85 h. W Brawdy uczeń przygotowuje się również na samolotach Hawk do lotów operacyjnych, walki w powietrzu, akcji wsparcia oraz przechodzi pełną szkołę ognia tak z broni lufowej jak i raketowej (powietrze-powietrze i powietrze-ziemia). Na ten rodzaj treningu przeznaczona jest dalsze 85 h. Pełne przeszkolenie pilota wojskowego RAF przed treningiem operacyjnym na samolotach Phantom F-4 lub Lightning trwa zatem około 305 h. A więc tyle samo co i poprzednio. Skąd więc bierze się oszczędność? [2]. Źródłem oszczędności należy szukać przede wszystkim w zmniejszeniu liczby samolotów do szkolenia (z czterech do dwóch) i unifikacji ich typów, a zatem zwiększonej ilości seryjnie produkowanych części zamiennych dla jednego tylko typu samolotu. A dalej: Hawk wykazuje się (o czym niżej) znacznie wyższą żywotnością, niż poprzednio użytkowane samoloty, a więc wydłuża się okres spisania go z rejestru. Modułowa budowa Hawka, podobnie jak i napędzającego go silnika, ogranicza znacznie zakres prac konserwacyjno-obsługowych. Równocześnie znacznie lepsze osiągi i potężniejsze uzbrojenie Hawka przyczyniają się do gruntowniejszego przygotowania ucznia do jego przyszłych zadań jako pilota bojowego. Wprowadzenie

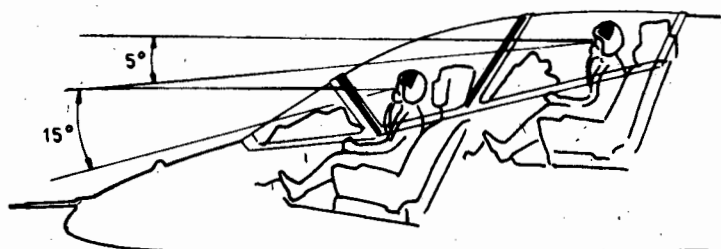
zatem Hawka jako maszyny treningowo-bojowej na wyposażenie szkół RAF-u przynosi zarówno doraźne korzyści ekonomiczne (duża oszczędność w eksploatacji), jak i korzyści o charakterze niewymiernym (lepsze wyszkolenie ucznia w tym samym czasie).

Cechy charakterystyczne samolotu Hawk

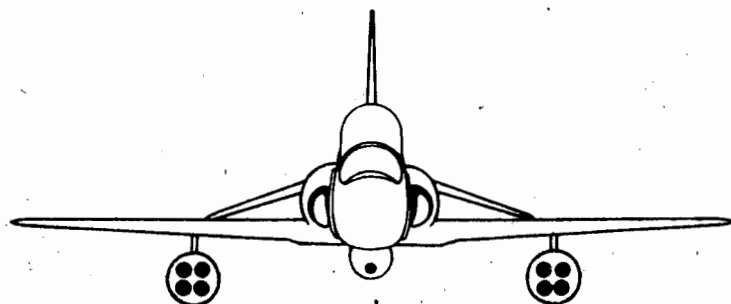
W połowie 1978 r., tj. w dwa lata po przejęciu na wyposażenie samolotów BAe HS-1182 AJ przez RAF, ich producent, firma Hawker Siddeley umożliwiła kilku angielskim ekspertom — pilotom (prawdopodobnie głównie w celu reklamy seryjnych maszyn odmiany eksportowej z czterema zaczepami podpiatowymi) przeprowadzenie serii lotów. Opinie ekspertów dotyczące charakterystyk lot-



Rys. 6. Alternatywne uzbrojenie samolotu treningowo-bojowego Hawk Mk-2: 1 — wmontowane działko Aden 30 mm, 2 — aparat fotograficzny, 3 — 5 bomb po 450 kg, 4 — 9 bomb po 225 kg, 5 — 9 bomb po 112 kg (zwykłych lub z opóźnionym działaniem), 6 — 7 pojemników z małymi bombami (kulkowe, rozpryskowe itp.), 7 — 9 bomb zapalających po 230 l, 8 — 2 zbiorniki z napalmem po 455 l, 9 — zestawy lekkich bomb ćwiczebnych zwykłych lub z opóźnionym działaniem: a) 4 × po 36 rakiet 68 mm, b) 4 × po 9 rakiet, c) 4 wyrzutnie po 4 rakiety 150 mm, d) 4 km 7,62 mm, e) 8 rakiet oświetleniowych, f) 4 zasobniki z 150 mm flarami, g) 2 kierowane pociski powietrze-powietrze Sidewinder, h) ćwiczebne bomby z opóźnionym działaniem, i) ćwiczebne bomby zwykłe



Rys. 4. Zakres widoczności pozornej z kabiny samolotu Hawk



Rys. 5. Typowy układ uzbrojenia podwieszanego angielskiej odmiany treningowego samolotu Hawk Mk-1, użytkowanego przez RAF

nych Hawka, łatwości sterowania, wyposażenia kabiny, taktycznego użycia broni itp. były więcej niż pochlebne.

Oto jeden z przykładów. Znany i wiele przez nas razy cytowany komentator lotniczy R. Raybrook tak ocenił samolot: „...Hawk jest najbardziej nowoczesną maszyną w swej klasie i dysponuje awangardowymi rozwiązaniami konstrukcyjnymi... Wykazuje się (w porównaniu ze swymi poprzednikami — przyp. autora) prędkością wyższą o 25% i o tyle samo większym udźwignięciem uzbrojenia [4].

We wrześniu ubiegłego roku zostały ogłoszone oficjalne dane dotyczące charakterystyk i osiągnięć Hawka. Oto najważniejsze z nich: masa własna samolotu — 3647 kg, masa startowa w konfiguracji gładkiej — 5040 kg, maksymalna masa startowa — 7757 kg, maksymalna prędkość w locie poziomym — 997 km/h, prędkość wznoszenia — 26 m/s, udźwignie podwieszanego uzbrojenia odmiany eksportowej (bojowej) — 2540 kg a treningowej angielskiej — 1524 kg. Z danych tych wynika, że rzeczywiście stosunek udźwignięcia uzbrojenia do masy własnej samolotu kształtuje się bardzo korzystnie.

Z powyższych faktów, jak również z przedstawionych charakterystyk samolotu Hawk można wnioskować, że jest to samolot udany, o mocnej konstrukcji i — prawdopodobnie — o dużym współczynniku niezawodności. Wydaje się, że te cechy konstrukcji, zwłaszcza odmiany bojowej, były opracowane z myślą o możliwości eksportu do państw Trzeciego Świata. Poza tym Hawk wyposażony jest tylko w jeden silnik, podczas gdy Alpha-Jet w dwa silniki Larzac. Są to względy, które w swoim czasie będą odgrywały pewną rolę przy promocji Hawka w uboższych krajach Trzeciego Świata.

Drugi z ekspertów — John Fricker — który również przeprowadził loty na Hawku, podkreślił takie jego cechy.

— Oszczędność paliwa. Hawk przy maksymalnym udźwigu podwieszanego uzbrojenia 2540 kg na 4 zaczepach podskrzydłowych (jest to udźwig niewiele mniejszy niż w bojowej maszynie Hunter) oraz przy pełnych wewnętrznych zbiornikach paliwa — 1659 l, przelatuje przy średniej prędkości $M=0,7$ aż 2,5 km, zużywając tylko 1 kg paliwa. Przy udźwigu uzbrojenia, wynoszącym 2268 kg i pełnych zbiornikach, jego promień działania w operacji hi-lo-hi wynosi 509 km, a treningowej odmiany angielskiej (2 zaczepy podskrzydłowe, masa uzbrojenia 1524 kg) 1000 km [5]. Prędkość przelotowa przy operacji hi-lo-hi przy dolocie na cel i powrocie z operacji wynosi do 870 km/h.

— Doskonałość Hawka przekracza liczbę 10 przy prędkości 333,5 km/h, zaś prędkość opadania — 10 m/s.

— Zakres prędkości Hawka dzięki zastosowaniu niewielkiego dodatniego skosu płata i dwuszczelinowych klap wynosi od 167 km/h (minimalna prędkość) do blisko 1000 km/h na poziomie morza i w warunkach ISA.

— Przyspieszenie i mała wrażliwość na rażenie — dzięki dużemu zróżnicowaniu zakresu prędkości oraz możliwości bardzo znacznego przyspieszenia Hawk jest mało wrażliwy na przeciwdziałanie nieprzyjaciela po przeprowadzeniu operacji wsparcia lub bombardowania. Czas naprowadzenia, odpalania i celnego trafienia pociskiem z osobistej wyrutni żołnierza broni naziemnej jest zbyt krótki, aby zapewnić skuteczne rażenie samolotu.

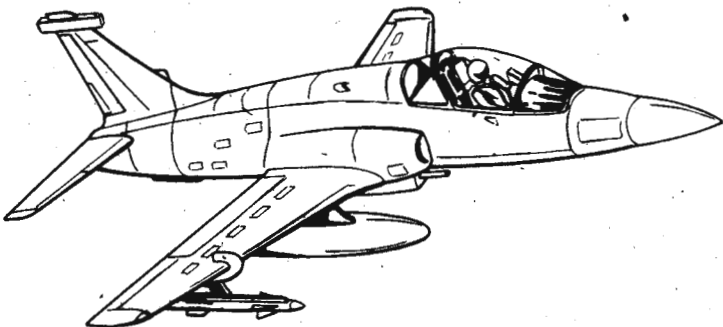
— Uniezależnienie od obsługi naziemnej. Hawk jest wyposażony w pomocniczy silnik turbinowy (APU) francuskiej firmy Microturbo 047-Mk2, dzięki czemu silniki Adour dają się uruchamiać w powietrzu nawet na wysokości 7629 m.

— Żywotność samolotów Hawk i bieżące prace konserwacyjno-obsługowe. Fricker pisze, że gwarantowana przez firmę Hawker Siddeley żywotność płatowca (6000 h) jest zaniżona, gdyż jak wykazało doświadczenie, po wylądowaniu przez samoloty Hawk 30 000 h, jest ona znacznie dłuższa. Autor [6], w oparciu o te same przesłanki, twierdzi, że żywotność Hawka znacznie przekroczy 10 000 h, a więc ma on pod tym względem przewyższyć okres użytkowania przewidziany dla samolotów Alpha-Jet.

Wydaje się, że wymienieni autorzy mają rację, przewidyując znacznie dłuższą żywotność Hawków, z uwagi na ich bardzo prostą i mocną konstrukcję.

Jak wynika z uzyskanych wyników w czasie kilkudziesięciu tysięcy prób w locie i lotów treningowych, Hawk wykazuje się dużą niezawodnością i dyspozycyjnością. Już w początkowym okresie eksploatacji tych samolotów w szkołach RAF, dyspozycyjność i niezawodność samolotu wynosiła 98%, tj. usterki w locie nie przekraczają 20 h na każde wylatane 1000 h.

Również mało pracochłonne są bieżące prace obsługowo-remontowo-konserwacyjne: zwykle przeglądy samolotu przed lotem wymagają 20 minut i tyleż bieżący przegląd po każdym locie. Ponowne uzbrojenie samolotu wymaga pracy 4 osób po 15 minut. Po odbyciu locie przygotowanie do następnego lotu wymaga 0,75 roboczogodziny. Łącz-



Rys. 7. Projekt jednomiejscowej odmiany bojowej samolotu Hawk

ny średni czas obsługi nie powinien przekraczać zatem 1,5 roboczogodziny na każdą godzinę lotu [2].

Natomiast w publikacjach nie można znaleźć ogólnego czasu prac obsługowo-konserwacyjnych i remontowych na 1 godzinę lotu w skali rocznej. W przypadku samolotów Alpha-Jet wiadomo jest, że czas tych czynności wynosi rocznie 7 godzin na jedną godzinę lotu (na godzinę lotu przestarzałego samolotu myśliwsko-bombowego G-91Y potrzeba aż 21 godzin na przeglądy bieżące, okresowe i remonty w ciągu roku).

Uzbrojenia odmiany eksportowej Hawka

Przypominamy, iż istnieją dwie odmiany samolotów Hawk: pierwsza z nich, znajdująca się w użytkowaniu szkół pilotów RAF — odmiana angielska o maksymalnym udźwigu 1524 kg uzbrojenia, na którą składają się głównie bomby ćwiczebne oraz kierowane i niekierowane pociski, m.in. przeciwzołgowe oraz druga odmiana — eksportowa — dysponująca znacznie większym zestawem uzbrojenia na pięciu zaczepach podwieszanych (jeden z zaczepów zastępuje wmontowane działo 30 mm typu Aden wyposażone w 100 pocisków). Dla porównania — samoloty Alpha-Jet mają dla swoich działek po 150 pocisków tego samego kalibru). Na każdym zaczepie podskrzydłowym można podwiesić uzbrojenie o masie (w dzisiejszej odmianie Hawka) do 508 kg. Anglicy nie zamierzają wprowadzić na uzbrojenie, podobnie jak to już zrobili Francuzi, bojowej odmiany samolotów Hawk, gdyż dysponują samolotami Jaguar. Natomiast w miarę upływu czasu, zwracają oni coraz baczniejszą uwagę na rozwój eksportowych odmian Hawka, wyposażając je w doskonalsze urządzenia celownicze i większy zestaw alternatywnego uzbrojenia.

Dzisiejszy Hawk może być wyposażony w 36 rodzajów uzbrojenia (nie wliczając w to wmontowanej broni lufowej). Rodzaje uzbrojenia (niepełne) ilustruje rys. 6.

Projekty bojowych odmian samolotów Hawk

Jak przedstawiają się najbliższe plany rozwoju odmian bojowych dwumiejscowej i jednomiejscowej:

— Odmiana I. W kuźni projektów nowych samolotów wojskowych firmy BAe Hawker Siddeley w Kingston — pisze J. Ficker — opracowuje się kolejną odmianę dwumiejscowego Hawka z przeznaczeniem dla wsparcia i bombardowania zarówno celów lądowych, jak i morskich. Pierwszy z tych prototypów będzie wyposażony w kolejną wersję silnika Adour o ciągu większym na poziomie morza o 10% niż w standardowym Hawku (2533 daN (2585 kg) tj. Adour RT-172-56) i o 20% większym przy prędkości $M=0,7$. Zastosowanie tego silnika pozwoli na zwiększenie w porównaniu z istniejącym Hawkiem udźwigu uzbrojenia i skrócenia rozbiegu. Termin ewentualnego oblotu tego samolotu nie został podany do wiadomości [4, 5].

— Odmiana II. Obok produkcji angielskiej odmiany Hawka (Mk-1) oraz eksportowej (GR-Mk-2) w Kingston znajduje się w trakcie opracowania jednomiejscowa odmiana bojowa, wyposażona w zbiorniki paliwa o większej pojemności, udoskonalone wyposażenie radionawigacyjne i celownicze i bardziej wyspecjalizowane uzbrojenie, przeznaczone przede wszystkim do walki powietrznej. Od 1977 r. czynione są próby uzbrojenia jednomiejscowego Hawka w rakiety typu powietrze-powietrze Sidewinder. Równocześnie wypróbowuje się tam nowe zespoły napędowe, w które jednomiejscowy Hawk mógł być wyposażony. Oprócz nowych, udoskonalonych odmian silników Adour (Adour — eksportowej) mówi się o silnikach RB-199 (jest to napęd dla wielozadaniowych dwudziestotonowych bojowych samolotów Tornado, przyszłego kośćca floty bojowych samolotów Anglii, RFN i Włoch) oraz najnowszego silnika General Electric F.404. Wydaje się, iż koncepcja jednomiejscowej-bojowej odmiany Hawka znajduje się jeszcze w stadium rozwoju. Rys. 7 przedstawia pierwszy szkic (podany przez Anglików) jednomiejscowej odmiany Hawka, wyposażonej (oprócz konwencjonalnego uzbrojenia podpłatowego) również w rakiety Sidewinder umieszczone na końcówkach płata.

Eksport samolotów Hawk

Do 1.1.1979 r. BAe Hawker otrzymał następujące zamówienia na dostawę samolotów Hawk: dla Anglii 175 sztuk odmiany treningowej, 8 sztuk odmiany eksportowej dla Indonezji, 12 sztuk dla niezidentyfikowanego kraju afrykańskiego i 50 sztuk dla Finlandii. Razem zamówienia opiewają na dostawę 245 Hawków. Dla Finlandii, oprócz 4 sztuk dostarczonych przez Hawker Siddeley samoloty będą

montowane przez firmę Valmet OY, która również podej-
mie produkcję usterzenia pionowego i poziomego. W ra-
mach umowy zastrzeżono również, iż Finlandia będzie pro-
dukowała mniej złożone elementy francusko-angielskich
silników Adour.

Wnioski

Wydaje się bardzo prawdopodobne, że firma brytyjska
znajdzie nabywców Hawka w wielu mało uprzemysłowio-
nych krajach świata. Hawk bowiem łączy w sobie zarów-
no dobre cechy samolotu treningowego jak i (w odmia-
nie eksportowej) niezłe własności maszyny bojowej. Zwarta
i mocna konstrukcja, duża żywotność, silne uzbrojenie,
względnie niska cena (odmiana eksportowa Hawka ma
kosztować 3 mln 230 tys. dol., podczas gdy Alpha-Jet —

3 mln 530 tys. dol.) [7] oraz niewielkie koszty prac obsłu-
gowo-konserwacyjnych będą stanowiły poważny czynnik,
który wiele państw skłoni do nabycia tego samolotu. Cho-
ciaż angielskie przewidywania eksportowe (1200 Hawków),
należy uznać raczej za nierealne.

LITERATURA

1. W. WAŚKOWSKI: Odrzutowe samoloty treningowo-bojowe, cz.
I. Instytut Lotnictwa, Warszawa, 1977, październik, s. 12—16, 29.
2. D. WOOD: Hawker Siddeley Hawk entering service this year.
Interavia, 1976, nr 2, s. 116, 117, 119.
3. P. PREYLOWSKY: Hawker Siddeley Hawk, der Trainer der
mehr kann. *Der Flieger*, 1977, nr 11, s. 461—462.
4. R. RAYBROOK: The combat aircraft spectrum. *Air Internatio-
nal*, 1978, nr 11, s. 124—125.
5. J. FRICKER: Poised to strike. *Air International*, 1978, nr 11,
s. 131—132, 141.
6. HNM: Hawk with talons. *Flight*, 1978, 3.06., s. 1682, 1683, 1664.
7. *Flight*, 1977, 10.12., s. 1728.

Przemysł lotniczo-kosmiczny Stanów Zjednoczonych

Mgr inż. JAN STASZEK

Artykuł opisuje przemysł lotniczy USA. Omówiono specy-
fikę rynku amerykańskiego i warunki konieczne do spełnie-
nia dla uzyskania dobrych ekonomicznie wyników handlu.

Amerykański przemysł lotniczy jest zwykle omawiany
wycinkowo i to powoduje brak szczegółów co do jego
produkcji i programów rozwojowych ujętych komplekso-
wo. Nie ma miesiąca bez omówienia w prasie nowych pro-
duktów opracowywanych przez poszczególne koncerny lot-
nicze, jednak jest to czynione przede wszystkim w celu
przypomnienia o sobie na rynku światowym, ponieważ nie
można być liczącym się producentem bez stwarzania wo-
ków siebie odpowiedniego zainteresowania.

Biorąc pod uwagę, że producenci amerykańscy przysto-
sowali się jak najlepiej do ekonomicznego kryzysu, który
odbił się na nich znacznie mniej niż na innych producen-
tach, nie wykazują oni żadnych oznak ekonomicznego od-
rodzenia, które im było niepotrzebne. Obroty amerykań-
skiego przemysłu lotniczego osiągnęły w 1975 r. bez żad-
nych trudności poziom 30 mld dol., czyli poziom rekordo-
wego roku 1968. Chociaż w 1977 r. obroty osiągnęły tylko
27 mld dol. z powodu obciążenia przez Kongres kredytów
na zbrojenia, to w roku bieżącym jest spodziewane po-
nowne osiągnięcie tego rekordowego poziomu, a w roku
przyszłym — przekroczenie go. Największą pozycją zamó-
wień są oczywiście zamówienia wojskowe, które w 1975 r.
osiągnęły wartość 7 mld dol., podczas gdy w 1979 r. prze-
widuje się uzyskanie 10 mld dol. W ciągu kilku ostatnich
lat sprzedaż pocisków raketowych utrzymywała się na po-
ziomie ok. 5 mld, ale w 1976 r. przekroczyła 5,5 mld.
Wartość dostaw samolotów komunikacyjnych utrzymuje się
na poziomie 4 mld dolarów rocznie. Działalność w zakresie
astronautyki wymaga ponad 3 mld dol. rocznie i wykazuje
powsolny, systematyczny wzrost.

Pozornie wbrew logice, która pozwalałaby wnioskować,
że tak czuły na recesję ekonomiczną sektor jak lotnictwo
dyspozycyjne, prywatne i rolnicze powinien wykazać wy-
raźne zmniejszenie zamówień, jednak nie nastąpiło to w
praktyce i całkowity obrót w 1977 r. osiągnął w zakresie
lekkiego lotnictwa (General Aviation) blisko 1,5 mld dol.
Sprzedaż silników, części zamiennych, wyposażenia elek-

tronicznego oraz innego wyraża się sumą 5 mld dol., wy-
kazując tendencję zwykłą. Stwarza to mocną pozycję
dla amerykańskiego przemysłu lotniczego, który stanowi
poważną część przemysłu Stanów Zjednoczonych.

Wymienione powyżej liczby są związane z dwoma czyn-
nikami, mającymi ważne znaczenie przy przewidywaniu
w latach przyszłych ekspansji przemysłu Stanów Zjedno-
czonych. Pierwszym z tych czynników jest określona po-
zycja Departamentu Obrony w stosunku do Kongresu.

Z punktu widzenia ekonomicznego Kongres zaczął zda-
wać sobie sprawę, że jeśli zmniejszy on wydatki na obro-
nę, to może jednocześnie powiększyć o 10 do 20 tys. liczbę
bezrobotnych tylko w przemyśle lotniczym i kosmicznym.
Musi to zmniejszyć wpływy z podatków od zysków i piac,
a jednocześnie spowoduje odpływ pieniędzy na zasiłki dla
bezrobotnych, co w sumie jest zupełnie nieekonomiczne.
Administracja Nixona popełniła takie błędy w latach 1969—
—1970. No cóż? Można to również i tak argumentować.

Drugim czynnikiem pozwalającym Amerykanom patrzeć
z otuchą na przyszłość przemysłu lotniczego Stanów Zjed-
noczonych jest analiza wielkości eksportu. W roku 1974
osiągnął on 7 mld dol., w 1975 r. zwiększył się do 7,5 mld,
zaś w 1976 r. osiągnął prawie 9 mld.

Pomiędzy eksporterami na wielką skalę firma Boeing
zajmuje pierwsze miejsce. Polityka przedsiębiorstwa zmie-

TABLICA. Produkcja samolotów lekkich w roku 1977

Firma	Liczba		Liczba samolotów	Wartość produkcji [mln dol.]
	typów	wersji		
Cessna	23	26	8 839	483 015
Beech	8	10	1 203	262 696
Piper	8	15	4 499	259 229
Gates Learjet	4	1	105	168 582
Rockwell Intern.	5	3	432	128 631
Grumman Americ.	3	2	866	119 126
Inni (6 firm)	13	4	960	167 204
Razem	64	61	16 904	1 488 483



Rys. 1. Transportowy Boeing 747 SP

rza w ostatnich latach raczej do rozwijania już produkowanych modeli niż do wprowadzania nowych typów na rynek. Zgodnie z tą polityką Boeing nie kończy produkcji seryjnej 707, ale nie sugeruje się zaletami samolotu od strony handlowej i traktuje go raczej jako bazę dla typów specjalnych, które mogą być budowane do roku 1980, a nawet dłużej (np. przy zastosowaniu zasilania paliwem w locie samolotów do dalekiego patrolowania). Koncern projektuje produkcję przedłużonego 707 pod oznaczeniem 707-500 przystosowanego do silników JT-10 albo CFM 56.

Samolot 737 jest niewątpliwie produktem najbardziej nadającym się do dalszych modyfikacji takich jak np. wydłużenie. 737 był tylko raz zmodyfikowany w tym kierunku, podczas gdy jego bezpośredni rywal DC-9 przechodził już czterokrotne przeróbki. Dalszym, możliwym ulepszeniem 737 jest skrócenie długości lądowania do poniżej 1400 m a wtedy będzie on mógł być użyty na lotniskach, które były dotąd dostępne tylko dla samolotów z napędem tłokowym lub turbośmigłowym. Spodziewane jest tempo produkcji rzędu cztery samoloty na miesiąc.

Obecne tempo produkcji Boeinga 747 wynosi 5 sztuk miesięcznie, ale zwiększenie tego tempa nie przedstawia żadnego problemu, jeśli tylko zostaną uzyskane odpowiednie zamówienia. W samolocie tym, zarówno w wersji pasażerskiej jak i transportowej lub mieszanej, łatwo jest zastosować różne silniki np. Pratt & Whitney, General Electric lub Rolls-Royce. Sprzedaż tych samolotów przekracza obecnie 400 szt. Samolot Boeing 727 jest niewątpliwie największym handlowym sukcesem firmy Boeing, ponieważ sprzedano go w ilości ponad 1250 szt., jednak przyszłość handlowa Boeinga zależy od studiów projektowych serii 7X7, które są prowadzone przy współpracy z Aeritalia i Japan Civil Transport Development Corporation. Nie ma żadnej wątpliwości, że w niedalekiej przyszłości otworzą się wielkie możliwości rynkowe dla takich samolotów, mogących zabierać 200 pasażerów, choćby tylko dla zastąpienia obecnych Boeingów 707 i DC-8.

W zakresie lotnictwa wojskowego Boeing jest zaangażowany w konkurencyjną walkę z firmą Mc Donnell Douglas, zwycięzca której otrzyma bardzo wartościowe zamówienia na miliony godzin zatrudnienia. Tematem jest zastąpienie samolotu C-130 Hercules przez nowoczesny samolot krótkiego startu i lądowania. Rozwiązanie jakie przyjmuje Boeing jest bardzo oryginalne, a mianowicie zastosowanie efektu Coanda do nadkrytycznego skrzydła przez



Rys. 2. Śmigłowiec CH-47C Chinook



Rys. 3. Służbowy Lockheed JetStar II

umieszczenie dwóch strumieni wylotowych z silników na górnej powierzchni płata. Zaletą tego zastosowania jest uzyskanie większej siły nośnej niż przy skrzydle z kłapą strumieniową oraz mniejsze oddziaływanie na naziemne detektory promieniowania podczerwonego. Niezależnie od tego umożliwia ono wykorzystanie wolnej, dolnej powierzchni skrzydła do podwieszania dodatkowych zbiorników oraz zmniejsza wydatnie poziom hałasu. Prototypy takich samolotów o oznaczeniach YC-14 firmy Boeing oraz YC-15 firmy Mc Donnell Douglas przechodzą próby porównawcze.

Wielkim współzawodnikiem Boeinga jest Mc Donnell Douglas (ok. 30% obrotów rynku), który również intensywnie pracował, uzyskując coraz to lepsze rezultaty. Produkcja DC-9 wynosi jedną sztukę na tydzień i ponad 800 szt. zostało zamówionych. Ostatnia wersja DC-9, seria 50 jest już od pewnego czasu w eksploatacji Swissair, austriackich i hawajskich linii lotniczych i tylko ten jeden typ uzyskał ponad 40 zamówień. Należy dodać, że są w opracowaniu następne wersje tego udanego samolotu. Linie amerykańskie zwiększają zamówienia na DC-9-80 a to w celu zwiększenia częstotliwości połączeń, a nie zwiększenie ilości pasażerów w jednym locie-połączeniu, co korzystnie wpływa na zapelnienie miejsc. Zresztą, rosnące zapotrzebowanie na przewozy lotnicze może spowodować w niedalekiej przyszłości również i konieczność zwiększenia parku samolotów o pojemności rzędu 400 pasażerów, na razie jednak oceniono, że najpotrzebniejsze jest zapelnienie luki w samolotach o pojemności 200 pasażerów (L-1011-400 i DC-X-200). Wprawdzie Wielka Brytania pod naciskiem wspólnego rynku wycofała się z zakupu Boeinga 767-200, ale Boeing otrzymał w zamian największe w historii zamówienia amerykańskie (od United Airlines) oraz podpisał kontrakt z Aeritalia na kooperację przy produkcji Boeinga 767-200. Z drugiej strony Douglas wszedł w porozumienie z Japonią dla skoooperowania produkcji i prac rozwojowych przy DC-9-80 o skróconym starcie (z pasa o długości rzędu 1200 m). Oblot DC-X-200 jest przewidziany na rok 1981.

Różne wersje DC-10 są sprzedawane z powodzeniem, pomimo konkurencji ze strony Tristara, który ze względu na możliwość przedłużenia kadłuba o 12 m i zwiększenia w ten sposób ilości pasażerów do 350 osób musi być doceniony.

Znacznie mniej pewna przyszłość rysuje się przed Boeingiem w produkcji śmigłowców. Obcięcie przez Kongres kredytów na finansowanie ciężkiego śmigłowca XHC-62 spowodowało zamrożenie środków zużytych na wykonanie wirnika i konstrukcji kadłuba, które oczekują na możliwości dalszego finansowania.

Rynek śmigłowcowy osiąga obecnie poziom 2 mld dol. i ma tendencję wyraźnie zwyżkową.

Podstawowym zadaniem śmigłowca o dużym udźwigu jest przenoszenie ciężkiego sprzętu wojskowego w kontenerach. Obecnie istnieją tylko dwa średnie śmigłowce o mocy silników nieadekwatnej do postawionych zadań. Jednym z nich jest Sikorski CH-53, zaś drugim Boeing Vertol CH-47 Chinook, który przeżywa swoją drugą młodość w nowej roli. Wobec tego, że armia Stanów Zjednoczonych potrzebuje ponad 75 szt. ciężkich śmigłowców, Boeing zaproponował ulepszoną wersję Chinooka (z wirnikami wykonanymi z kompozytów) wyposażonego w silniki turbino-we większej mocy T-55-L-11 oraz nową przekładnię zdolną przenieść moc 5400 kW, zdwojony podnośnik i ulepszony system sterowania ze wspomaganiem. Należy również podkreślić, że Boeing pracuje nad zmniejszeniem podczerwonego promieniowania na Chinook przez zastosowanie pochłaniaczy na wydechu. Próby śmigłowca Sikorski Black Hawk z tłumieniem podczerwieni są już wykonywane.

Poza rozszerzającymi się potrzebami komunikacyjnymi i gospodarczymi w dotychczas stosowanym zakresie śmigłowce obsługują budowę morskich baz wiertniczych.

Produkcja lotnicza wojskowa, poza już wymienioną, obejmuje przede wszystkim samoloty myśliwskie Phantom F-4 oraz F-5 (eksport), które są w dalszym ciągu budowane niezależnie od nowo wprowadzanych F-15 Eagle i F-16 produkowanych na eksport przy częściowej kooperacji z krajami zakupującymi ten sprzęt.

Podstawowymi samolotami transportu wojskowego są produkowane w dalszym ciągu C-5A Galaxy, C-130 Hercules i P-3 Orion, chociaż będą one w najbliższych latach zastępowane przez samoloty YC-14 lub YC-15, które przechodzą próby porównawcze oraz modyfikacje spowodowane wymaganiami wojskowymi.

W związku z kryzysem energetycznym przewidywano, że lotnictwo lekkie nie ma przyszłości i że olbrzymia większość prywatnych użytkowników będzie zmuszona do korzystania ze środków masowego transportu a tymczasem rzeczywistość okazała się inna: lotnictwo lekkie rozwija się i obejmuje nowe zakresy działania jak np. transport lokalny. Jest to spowodowane przyczynami, które początkowo nie były brane pod uwagę w sposób dostateczny, bowiem np. z punktu widzenia zużycia paliwa małe samoloty są ekonomiczniejsze. Liczba pasażerokilometrów uzyskiwanych z jednego litra paliwa jest dla samolotów małych znacznie większa i to ok. dwukrotnie. Jeśli Boeing 747 osiąga ok. 17 pasażerokilometrów na jeden litr paliwa, to samoloty 7-8-miejscowe uzyskują ok. 37 pasażerokilometrów. Nawet dwusilnikowe lekkie samoloty mają znacznie lepsze wskaźniki niż najekonomiczniejszy pod tym względem Mc Donnell Douglas DC-10. Zakładając, że w roku 2000 zużycie paliwa dużych samolotów transportowych obniży się dwukrotnie, to jednak będzie ono wyższe niż czteromiejscowego samolotu lekkiego.

Drugą przyczyną ułatwiającą ekonomiczną eksploatację małego lotnictwa jest niemal całkowita jego niezależność od dużej ilości (i wartości) środków naziemnych jakich wymagają duże transportowce (np. dworce lotnicze, biura z odpowiednim wyposażeniem, warsztaty naprawcze, magazyny, autobusy, holowniki, ciągniki do wózków bagażowych itp.). Sytuację tę pogłębia fakt, iż końcowy dworzec rzadko może być blisko miejsca przeznaczenia, natomiast lotnisko dla General Aviation ma nieporównanie mniejsze potrzeby i może być usytuowane znacznie bliżej miejsca docelowego. Poza tym, prywatny samolot może lecieć bezpośrednio do portu docelowego, podczas gdy duży samolot leci często trasą zygawkową z międzylądowaniami w większych ośrodkach miejskich.

Coraz szersze stosowanie lotnictwa lekkiego wymaga zwiększenia wyposażenia radionawigacyjnego dla zapewnienia bezpieczeństwa lotu i umożliwienia osiągnięcia lotniska docelowego. Stąd również konieczność przystosowania samolotów do nowych zadań.

Kryzys paliwowy spowodował na początku lat siedemdziesiątych spadek wytwórczości przemysłu małego lotnictwa, który w 1966 r. wyprodukował rekordową ilość 16 000 szt. samolotów. Jednak już w 1976 r. produkcja osiągnęła 15 449 szt. na sumę 1229 mln dol. zaś w roku 1977 aż 16 904 na sumę 1488 mln dol. Produkcję samolotów lekkich w r. 1974 podaje tablica.

Należy stwierdzić, że potencjał amerykański jest nieporównywalnie większy i ma znacznie poważniejsze środki i możliwości do zabezpieczenia potrzeb odbiorców. Nie znaczy to jednak, że polski przemysł nie ma szans wejścia na ten rynek, bowiem jest on rządzony prawami bezpośredniej konkurencji w zakresie jakości i ekonomiki, zaś bariery antyeksportowe, aczkolwiek wysokie, nie są, na

szczęście, dla naszego kraju niemożliwe do pokonania. Należy jednak pamiętać o konieczności przystosowania się do specyfiki rynku amerykańskiego, która będzie zresztą dalej omówiona.

Duża ilość samolotów budowanych w stosunkowo długich seriach po 100—1500 szt. rocznie (45 typów), nasuwa wniosek, że są one produkowane wg innej technologii i innego oprzyrządowania niż u nas i osiągnięcie tych samych cen (czyli ekonomii produkcji) jest trudniejsze dla naszego przemysłu, który musi pracować przy większej pracochłonności jednostkowej. Wprawdzie mniejsza pracochłonność oprzyrządowania wyrównuje w pewnej mierze te trudności, jednak sytuacja nie jest łatwa i tylko wzrost wydajności pracy może zrównoważyć te dysproporcje.

W roku 1977 wartość produkcji samolotów rolniczych spadła w Stanach Zjednoczonych w porównaniu z rokiem 1976 z 980 do 890 szt., czyli o 9,2%, zaś eksport tych samolotów wzrósł o 145 szt. z 207 do 352 szt. czyli o 70%. Świadczy to o dużej operatywności działania i o zdobyciu przez amerykański przemysł samolotów rolniczych nowych rynków zbytu, a tego polski przemysł lotniczy nie wykorzystał ze względu na niemożliwość penetracji tych sfer. Wobec tego, że w roku 1976 przemysł USA dostarczył na rynek wewnętrzny 773 samoloty rolnicze zaś w r. 1977 tylko 438 szt. to jednak wejście z naszymi produktami na ten rynek i tak będzie trudne, bo tacy potentaci przemysłowi jak Grumman International, Cessna, Piper czy Rockwell International mają dostateczne rezerwy produkcyjne, aby zaspokoić wewnętrzne zapotrzebowanie. Nasze produkty muszą więc być bardziej atrakcyjne i mieć odpowiednio niskie ceny.

Specyfika rynku

Niezależnie od ogólnego stwierdzenia dotyczącego atrakcyjności i ceny wyrobów, należy podkreślić pewne cechy charakterystyczne rynku amerykańskiego składające się na jego specyfikę, której wymaganiom trzeba się poddać przy usiłowaniu wejścia ze swoimi wyrobami i uzyskaniu dobrej opinii i pozycji u klienta. Rynek amerykański jest bardzo trudny, bo całe zapotrzebowanie jest pokrywane rodzimą produkcją i to w warunkach silnej konkurencji. Na rynek amerykański należy produkować to, na co jest zapotrzebowanie i co „idzie” w sprzedaży, i to nie tylko lepsze, niż wyroby miejscowe, ale często również i odpowiednio tańsze dla przezwyciężenia ochronnych barier celnych. Można postawić pytanie, czy wysiłek przemysłu i handlu włożony w wejście na rynek amerykański jest w sumie korzystny? Odpowiedź może być tylko jedna, że na pewno tak. Poza pewnym, wstępnym okresem inwestowania w działalność dla zdobycia rynku możemy również uzyskać konkretne korzyści ekonomiczne, oczywiście pod warunkiem, że rynek ten dobrze poznamy i przystosujemy się do niego.

Umiejętność przystosowania się do specyfiki rynku, na którym istnieje bardzo silna ochrona praw użytkownika, jest sprawą wymagającą wielu elastyczności i dobrej znajomości praw, ustaw i przepisów. Dobra znajomość przepisów i praw jest tutaj niezbędnym warunkiem do uzyskiwania pozytywnych efektów, bowiem w przeciwnym razie wszystkie pozytywne uzyskane dużym wysiłkiem mogą być stracone.

Warunki wprowadzenia wyrobów na rynek amerykański

Usiłowania nasze nie przyniosą odpowiednich wyników, jeśli nie zostaną przełamane pewne bariery administracyjne i nawyki przy produkcji i jej planowaniu. Łączy się to jednak również ze sprawą podejmowania ryzyka

◀ Rys. 4. Śmigłowiec Bell JetRanger II (fot.: A. Prystopski)
— Rys. 5. Sportowa Cessna 172 (fot.: A. Kardymowicz)



przez zakłady, które wychodząc z propozycją dostaw, muszą liczyć się z koniecznością szybkiego przystosowania się do potrzeb odbiorcy. Zainteresowany klient który przychodzi na pokaz akwizycyjny chce mieć możliwość zakupu albo natychmiastowego, albo w krótkim terminie. W przypadku niemożliwości zakupu idzie do innej dostawy.

Tłumaczenie, że musimy zaplanować produkcję, otrzymać materiał i mieć możliwość wykorzystania potencjału produkcyjnego są dla niego zupełnie nie do przyjęcia, bowiem jego interesuje tylko własna sytuacja i potrzeba. Klient, poza tym, ma często dodatkowe życzenia dotyczące produktu, który kupuje i który został oceniony jako dobry.

Warunkiem możliwości sprzedaży naszych wyrobów lotniczych jest konieczność posiadania oficjalnych certyfikatów obowiązujących na rynku amerykańskim. Jest to również wymaganie zapewniające bezpieczeństwo użytkownika. Nie można handlować wmawiając w odbiorcę, że produkt jest dobry, ale certyfikat może być dany za rok czy za dwa lata, bo tego nikt w Stanach Zjednoczonych nie uzna, nie mówiąc już o konsekwencjach w razie wypadku. Zakwalifikowanie produktu do kategorii *experimental* nie jest rozwiązaniem i nie może być stosowane w normalnej sprzedaży, bo jest ona tylko dla hobbystów. Każda transakcja handlowa musi mieć wszelkie cechy solidności, terminy muszą być dotrzymywane, zaś w przypadku braku operatywności w załatwianiu spraw dostawca traci zaufanie klienta.

Trzecim warunkiem jest poparcie dostaw produktów dobrym zabezpieczeniem dostaw części zamiennych oraz operatywnym wykonywaniem remontów. Spełnienie tego warunku jest również konieczne, ponieważ odbiorca ame-

rykański rozumie, że eksploatowane urządzenie czy produkt może być z takich czy innych powodów uszkodzone, ale on chce mieć możliwość szybkiej wymiany uszkodzonych elementów.

Na marginesie warto wspomnieć, że reklama dla polskich produktów przemysłowych jaką robią w Stanach Zjednoczonych dealerzy sprzedający nasze wyroby jest bardzo często lepsza i bardziej wnikliwa oraz obszerniej omawia zalety naszego sprzętu niż to robią zakłady wytwórcze. Biermy z nich przykład! Takie opinie i określenia jakości cech jakie można znaleźć w prasie amerykańskiej o Wildze, Jantarach czy Mi-2 należą chyba do najlepszych, zaś przelot samolotu An-2 przez Atlantyk oraz wykorzystanie samolotu PZL-104 Wilga i szybowca Jantar przy zdjęciach do filmu Disneya są chyba najlepszymi dowodami pomysłowości i inicjatywy doskonałej reklamy.

Wejście na trudny rynek amerykański ma, poza konkretnymi korzyściami ekonomicznymi, duże znaczenie prestiżowe dla pozycji naszego przemysłu. Dowodzi ono, że nasze produkty nie są gorsze od podobnych produktów amerykańskich, a wprost przeciwnie. Wytrzymują konkurencję na tym trudnym rynku i przewyższają zaletami produkty amerykańskie. Jest to dla naszego przemysłu билет wizytowy, który otwiera nam drogę do pełnego uznania na całym świecie.

LITERATURA

1. Flying. Sept. 1977 r.
2. Aviation Week March 13, June 26, July 24, August 7, 1978 r.
3. Aviation Marine, 1976 r.

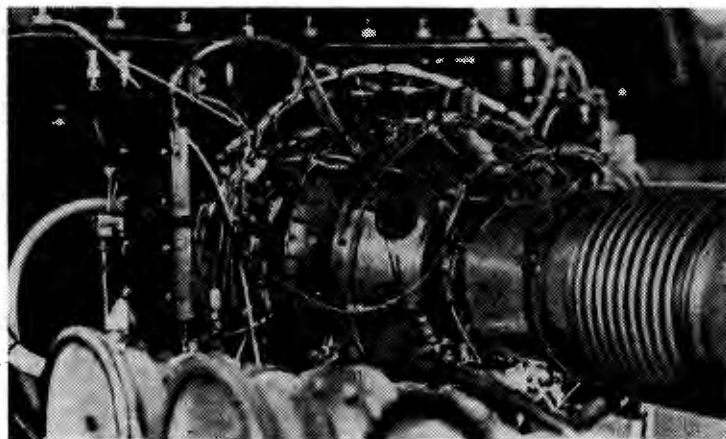
NOWOŚCI TECHNICZNE

Silnik badawczy firmy MTU

Ostateczne dopracowanie nowych zespołów silników turbinowych, w szczególności wysoko obciążonych sprężarek, komór spalania wytwarzających gazy o małej zawartości związków toksycznych i dymu, turbin z chłodzonymi łopatkami wirnikowymi, a także przyszłościowe rozwiązania konstrukcyjne wymagają nie tylko badań na oddzielnych stoiskach, lecz również badań w warunkach jak najbardziej zbliżonych do panujących w silniku.

W tym celu zachodniemieckie zjednoczenie silnikowe MTU (*Motoren Turbo-Union*) zbudowało specjalny silnik badawczy z wymiennymi zespołami, na którym będą nowe opracowane zespoły silników turbinowych.

W.K.

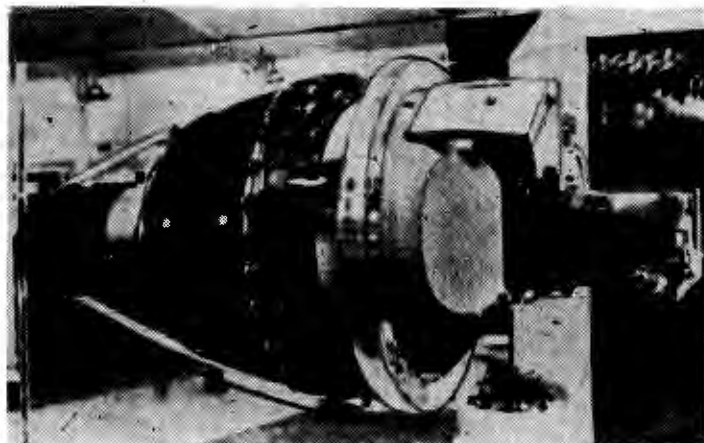


Silnik odrzutowy do latających pocisków

Firma Kloeckner-Humboldt-Deutz (RFN) wspólnie z firmami francuskimi SNECMA i Turbomeca opracowała jednoprzepływowy silnik odrzutowy T117 o ciągu 105 daN. Silnik ma odśrodkową sprężarkę o sprężu 5:1 i natężeniu przepływu powietrza 1,56 kg/s, pierścieniową komorę spalania i osiową turbinę. Jego jednostkowe zużycie paliwa wynosi 1,16 kg/daNh, a masa 21,8 kg. Silnik może przenosić obciążenia 20 g w kierunku poziomym i 40 g w kierunku pionowym. Po 12 s od chwili rozruchu silnik jest w stanie rozwijać maksymalny ciąg. Próby silnika są już poważnie zaawansowane.

Silnik T117 jest przeznaczony do napędu pocisku rozpoznawczego Canadair-Dornier CL-289, będącego wersją rozwojową pocisku Canadair CL-89.

W.K.



A.K.04 Sterne • Francja •

Dwumiejscowy laminatowy samolot sportowy

Jednym z najnowszych samolotów amatorskich jest zbudowany we Francji przez André Koeniga dwumiejscowy samolot laminatowy A.K.04 Sterne o dwukadłubowym układzie z odwróconym (o ujemnym wzniosie) usterzeniu motylkowym i z pchającym śmigłem.

Prostokątny płat z tworzywa zbrojonego włóknem szklanym ma klapy na całej rozpiętości, a zamiast lotek — spoilery. Klapy przeznaczone są zarówno do lądowania, jak i do warunków przelotowych, przy czym w tym drugim przypadku wychylane są do góry. Na końcach płata znajdują się odgięte do góry „skrzydełka”, które zmniejszają opór indukowany, a tym samym zwiększają efektywne wydłużenie płata. Profil płata FX 66S 196.

Wykonany z tworzywa epoksydowego kadłub o kształcie jajowatym ma kabinę o szerokości 1,15 m i wysokości 0,93 m. Dwa siedzenia obok siebie zapewniają pilotom półsiedzącą pozycję, a duża osłona kabiny — dobrą widoczność. Przyrządy pokładowe są umieszczone, podobnie jak w szybowcach, na wysięgniku o kształcie litery T.

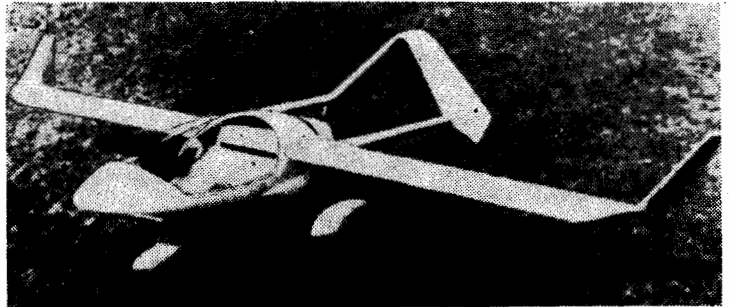
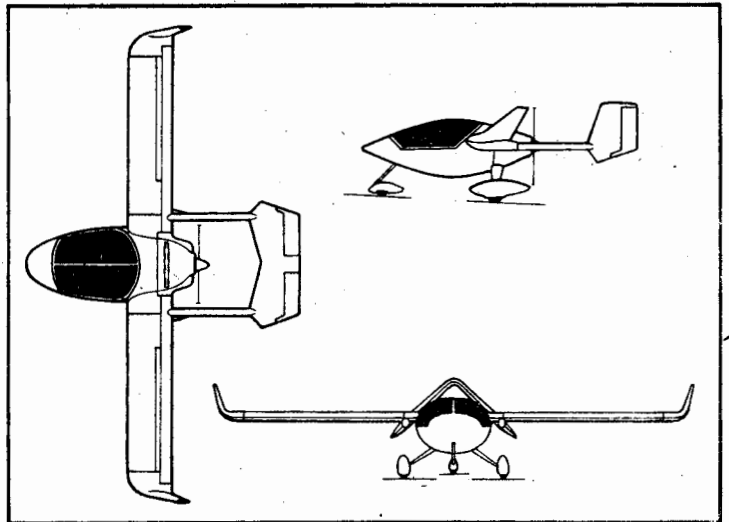
Belki ogonowe wykonane są z tworzywa zbrojonego włóknem węglowym, natomiast na usterzenie o konstrukcji przekładkowej zastosowano jako materiał Kevlar/Rohacell. Profil usterzenia FX 71I 150/30.

Trójgoleniowe podwozie ma osłony na kołach.

Do napędu samolotu zastosowano silnik Volkswagen o pojemności 1700 cm³ i mocy 50 kW z drewnianym dwułopatowym śmigłem. Pojemność zbiornika paliwowego wynosi 65 l.

Po zakończeniu prób samolotu zostanie podjęta decyzja, czy będzie on produkowany seryjnie, czy też będzie dostarczany w zespołach do montażu amatorskiego.

Dane techniczne: rozpiętość 7,60 m; długość 4,40 m; wysokość 1,66 m; rozstaw kół 1,65 m; powierzchnia płata 5,40 m²; cięciwa płata 0,70 m; wydłużenie płata 18; masa własna 225 kg; masa startowa 430 kg; obciążenie po-



wierzchni nośnej 80 kg/m²; obciążenie mocy 8,56 kg/kW; prędkość maksymalna 270 km/h; prędkość przelotowa 245 km/h; wznoszenie 4,0 m/s, zasięg 1100 km.

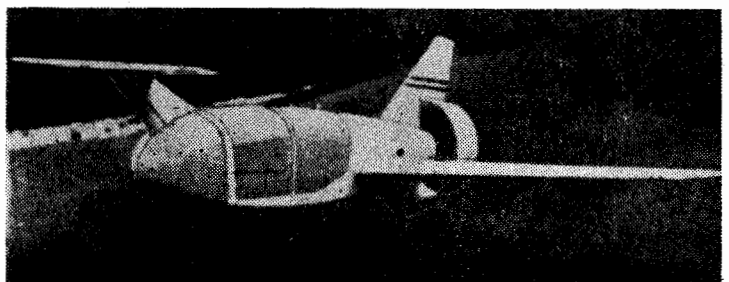
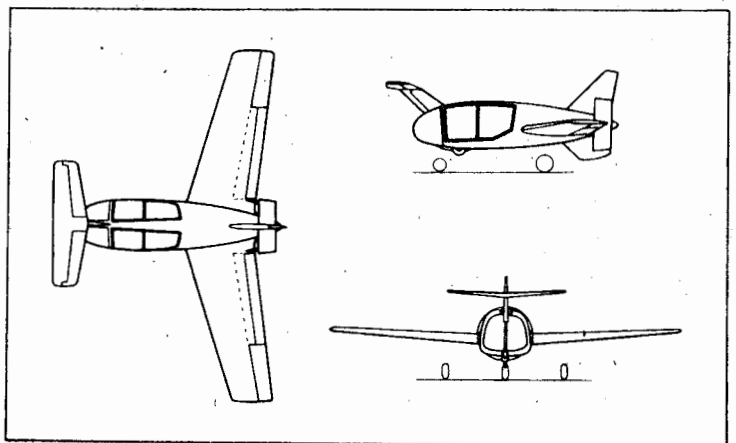
W.K.

Binder Bi20 • RFN •

Samolot sportowo-turystyczny o układzie kaczki

Hellmuth Binder już od 40 lat pracuje nad nową koncepcją samolotu sportowo-turystycznego, która zapewniłaby następujące zalety w porównaniu z samolotami konwencjonalnymi: większą ekonomię, lepsze własności startu i lądowania, większą widoczność dla pilota i pasażerów, większą wygodę, mniejszą hałaśliwość i niższą cenę. Po dłuższym okresie prób nad bezogonowcami, Binder doszedł do wniosku, że wymienione wyżej wymagania może spełnić jedynie układ kaczki o następujących cechach konstrukcji: usterzenie typu T umieszczone na przedniej części kadłuba, otunelowane, pchające śmigło, płat o małym skosie umieszczony w tyle kadłuba, całkowicie oszklony przód kadłuba. Istotny wpływ na własności samolotu ma układ usterzenia: umieszczone na górze przedniej części kadłuba usterzenie kierunku wytwarza w czasie wykonywania zakrętu siłę aerodynamiczną skierowaną do wewnątrz zakrętu oraz duży moment przechylający samolot w odpowiednim kierunku, dzięki czemu zakręty można wykonywać jedynie przy użyciu steru kierunku. Powierzchnia steru kierunku może być b. mała, ponieważ jego duża skuteczność zapewnia niezakłócony strumień powietrza i efekt tarcz brzegowych wywoływany przez górną powierzchnię kadłuba i usterzenie wysokości.

Źgodnie z przedstawioną koncepcją Binder zaprojektował 4-miejscowy samolot Bi20 z silnikiem o mocy 155 kW



napedzającym trójłopatowe śmigło o średnicy 1,25 m. Środkowa część kadłuba ma wysokość 1,22 m i szerokość 1,30 m. Kabina odznacza się wygodnym wejściem, a dzięki umieszczeniu silnika i śmigła z tyłu kadłuba poziom hałasu w kabinie jest niski; hałas na zewnątrz zmniejsza osłona śmigła. Samolot ma trójkołowe chowane podwozie z kołami głównymi o wymiarach 420×150 mm i kołem przednim 350×135 mm. Pojemność zbiorników paliwowych wynosi 160 l. Na skrzydła zastosowano profile NACA 23015/23009, a na usterzenie wysokości NACA 23009/23006.

Samolot Bi20 ma możliwości lądowania bez uszkodzeń ze schowanym podwoziem — lądowanie odbywa się na wpół schowanym przednim kole i na dolnej płetwie ogonowej, która chroni śmigło.

Dla sprawdzenia koncepcji samolotu Bi20 zbudowany zo-

stał w skali 1:5 zdalnie sterowany model, napędzany silnikiem o mocy 0,88 kW (pojemność 6,5 cm³). Próby modelu wykazały b. dobre własności w locie, w szczególności niewrażliwość na przesunięcie środka ciężkości i wyjątkowo dobre własności przeciwworkociągowe.

Dane techniczne: rozpiętość 9,6 m; długość całkowita 6,0 m; wysokość 2,6 m; rozstaw kół 3,0 m; baza podwozia 2,6 m; powierzchnia piata 13,0 m²; powierzchnia usterzenia wysokości 2,4 m²; całkowita powierzchnia nośna 15,4 m²; masa własna 530 kg; masa paliwa i oleju 130 kg; masa startowa 1000 kg; obciążenie powierzchni nośnej 65 kg/m²; obciążenie mocy 6,45 kg/kW; prędkość maksymalna 350 km/h; prędkość przelotowa 325 km/h; prędkość lądowania 70 km/h; zasięg 1550 km.

W.K.

PROTOTYPY

Cessna Citation III • USA •

Odrzutowy samolot służbowy

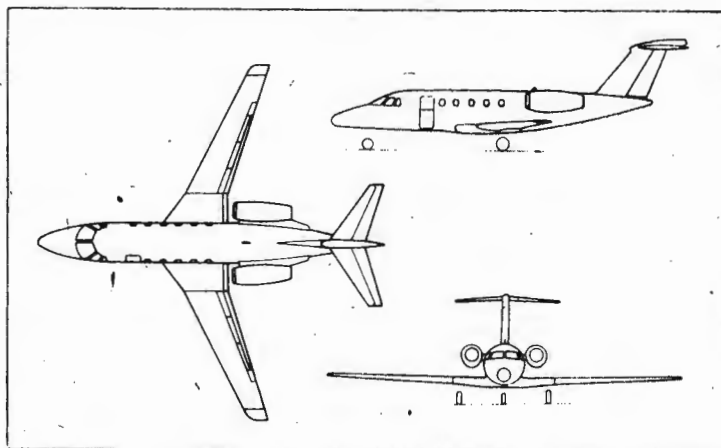
W lutym 1979 r. miał opuścić halę montażową, a w kwietniu wystartować do pierwszego lotu prototyp odrzutowego samolotu służbowego Cessna Citation III. Wbrew pozorom nie jest on wersją rozwojową samolotów Citation I i II, lecz stanowi zupełnie nową konstrukcję, jakkolwiek wykorzystano w nim podstawowe systemy poprzednich typów.

Samolot jest zaopatrzony w nadkrytyczny płat i usterzenie o układzie T. Do napędu zastosowano dwa dwuprzepływowe silniki Garrett TFE731-4 o stosunku natężeń przepływu 2,7:1 i ciągu startowym 1623 daN przy jednostkowym zużyciu paliwa ok. 0,50 kg/daNh. Citation III może przewozić czterech pasażerów na trasach o długości 5550 km lub ośmiu pasażerów na krótszych trasach. Załoga jest dwuosobowa. Przeznaczony jest głównie do przelotów transkontynentalnych z prędkością $Ma=0,81$ na wysokości 15 000 m.

Przedstawiciele firmy Cessna uważają, że nowo opracowany samolot nie będzie miał w najbliższym czasie konkurenta, gdyż odpowiadające mu pod względem wielkości samoloty Gates Learjet 54, 55 i 56 nie mają tak lekkiej konstrukcji jak Citation III, w którym zastosowano w szerokim zakresie klejenie elementów skrzydeł i kadłuba, zmniejszając w ten sposób masę struktury o 910 kg. Samolot odznacza się poza tym wyjątkową prostotą budowy ułatwiającą znacznie jego obsługę, która nie wymaga mechaników o wysokich kwalifikacjach. Do produkcji samolotu wykorzysta się dawną linię produkcyjną samolotów szturmowych A-37. Dostawy pierwszych samolotów seryjnych mają rozpocząć się na początku 1981 r. Cena samolotu ok. 3 500 000 dolarów.

Dane techniczne: rozpiętość 15,42 m; długość 15,72 m; wysokość 5,18 m; masa własna 4365 kg; masa startowa 8865 kg.

W.K.



PRENUMERATA ROCZNA
NAJPEWNIJSZĄ FORMĄ NABYCIA
NASZEGO CZASOPISMA

Taktyczny samolot myśliwski i myśliwsko-bombowy

KONSTRUKCJA. Całkowicie metalowy dwusilnikowy jednomiejscowy dolnopłat o napędzie odrzutowym.

Skrzydło. Obrys trapezowy, skos 24° w 25% cięciwy, bez wzniosu, kąt zaklinowania 0°, profil NACA 65A004,8 modyfikowany. Konstrukcja dwudzielna, półskorupowa, wielodźwigarowa, z integralnymi pokryciami frezowanymi. Na końcówkach i pod skrzydłami w płaszczyznach żeber węzły mocowania zawieszek uzbrojenia zewnętrznego i wyposażenia dodatkowego. Na krawędzi natarcia kłapy noskowe o konstrukcji przekładkowej. Niewielkie metalowe lotki są położone między 50% a 75% rozpiętości. Szczeliny kłapy konstrukcji metalowej sięgają od kadłuba do 50% rozpiętości.

Kadłub. Przekrój owalny, kształt projektowany wg reguły pół. Konstrukcja półskorupowa, całkowicie metalowa z wykorzystaniem tytanu, stali i stopów magnezu na niektóre elementy. Nosek kadłuba z materiału dielektrycznego niesie sondy pomiarowe przyrządów i osłania antenę radaru, za którą znajduje się wnęk podwozia przedniego i umieszczony nad nią przedział uzbrojenia z dwoma działkami i zapasem amunicji. Wyloty łuf działek na grzbiecie noska kadłuba. Dalej znajduje się wrgęga oddzielająca od przedniej części kadłuba kabinę pilota i przedział urządzeń elektronicznych. Ten segment kadłuba jest ciśnieniowy — wykonany jako konstrukcja typu „fail safe”. Kabina pilota przewietrzana i klimatyzowana, wyposażona w fotel wyrzucany Northrop, który może być używany przy prędkości powyżej 223 km/h na każdej wysokości lotu (również H=0). Oszklenie kabiny dwuczłonowe, osłona u noszona hydraulicznie do góry i odchylana do tyłu, może ona być otwierana przy prędkościach poniżej 90 km/h. Z obu stron kadłuba za kabiną znajdują się wloty powietrza do silników. Przestrzeń kabinowa zakończona wrgęgą szczelną, za którą w środkowej części kadłuba umocowane są zbiorniki paliwowe. Pod kadłubem centralnie umieszczony zaczep wyposażenia zewnętrznego. Pod środkową częścią kadłuba znajdują się płytowe hamulce aerodynamiczne sterowane hydraulicznie oraz wnęki kół podwozia głównego zamykane pokrywami. Tylna część kadłuba stanowi obudowę silników i niesie usterzenie, może być łatwo odejmowana do przeglądu i wymiany silników. Na jej grzbiecie, za statecznikiem pionowym znajduje się pojemnik spadochronu hamującego.

Usterzenie. Usterzenie w układzie klasycznym, obrysy usterzeń trapezowe. Usterzenie poziome płytowe z niewielkim wzniosem ujemnym. Statecznik pionowy konstrukcji metalowej z częścią spływową przekładkową. Niewielki ster kierunku konstrukcji przekładkowej. Płyty usterzenia poziomego konstrukcji przekładkowej z pojedynczym dźwigarkiem.

Sterowanie. Sterowanie lotkami, sterami i hamulcami aerodynamicznymi za pomocą siłowników hydraulicznych, sterowanie kłapami noskowymi — elektryczne.

Podwozie. Trójzespolowe, chowane hydraulicznie. Podwozie przednie chowane ku przodowi do wnęki kadłubowej. Amortyzator olejowo-powietrzny Northrop w goleni, koło na widelcu, sterowane hydraulicznie. Ogumienie koła przedniego bezdętkowe o wymiarach 18x6,50-8, ciśnienie 0,827 MPa. Podwozie główne chowane do skrzydeł (golenie) i kadłuba (koła). Amortyzato-



ry w goleniach, koła na półwidelcach z prostowadami, ogumienie bezdętkowe o wymiarach 24x8,00-13, ciśnienie 1,448 MPa. Koła podwozia głównego wyposażone w wielotarczowe hamulce hydrauliczne Northrop. Awaryjne wypuszczenie podwozia — grawitacyjne.

Zespół napędowy. Dwa silniki odrzutowe General Electric J85-GE-21A o ciągu 22,24 kN (2295 kg) z dopalaniem każdy. Wloty powietrza do silników o regulowanej geometrii, z dodatkowymi bocznymi chwytami.

Instalacja. Instalacja paliwowa — dwa niezależne układy (osobny układ dla każdego silnika), trzy zbiorniki kadłubowe z tworzywa sztucznego o powłoce typu samouszczelniającego (w przypadku uszkodzenia): przedni o pojemności 1117 l (zasila on lewy silnik), środkowy o pojemności 814 l i tylny o pojemności 609 l (zasilające prawy silnik). Możliwość podwieszenia zbiorników dodatkowych: jednego o pojemności 1040 l pod kadłubem oraz od 2 do 4 zbiorników o pojemności 568 l lub 1040 l pod skrzydłami. Zawór napełniania ciśnieniowego całej instalacji znajduje się pod środkową częścią kadłuba. Instalacja jest przystosowana do zabudowy urządzeń do tankowania w locie. Zawory odpowierające umieszczone są na stateczniku pionowym nad sterem. Instalacja olejowa — dwie niezależne instalacje silnikowe, łączna pojemność zbiorników 9,0 l. Instalacja hydrauliczna — dwuobwodowa, ciśnienie robocze 20,6 MPa (210 kg/cm²) — służy do sterowania płatowcem (stery, lotki, hamulce aerodynamiczne), podwozłem (chowanie i wypuszczenie, otwieranie i zamykanie pokryw, sterowanie kołem przednim i hamulcami kół głównych), obsługuje przedział uzbrojenia (wyrzucanie łusek, przeladowanie, powrotniki) i systemu stabilizacji. Instalacja elektryczna — dwa alternatory prądu trójfazowego 13/15 kVA 115/200 V 320-480 Hz, przekładnik jednorazowy 250 VA 115 V 400 Hz (zasila rozruszniki silników), dwa transformatory z prostownikami 33 A 26-32 V, akumulatory niklowo-kadmowe 24 V 11 Ah. Instalacja ta zasila: układ sterowania kłapami i kłapami noskowymi, awionikę pokładową, sterowanie uzbrojeniem i wyposażeniem oraz oświetlenie (reflektor wysuwany pod środkową częścią kadłuba). Instalacja tlenowa — butle z ciekłym tlenem o łącznej pojemności 5 l. Instalacja klimatyzacyjna — zapewnia wymianę powietrza i odpowiednią temperaturę, dając nadciśnie-

nie 34 kPa (0,34 bar) w kabine pilota i przedziale zawierającym aparaturę elektroniczną.

Awionika i wyposażenie. Radiostacja główna UKF (3500 kanałów), miniaturowy radar pracujący w pasmie rentgenowskim Emerson Electric (wykrywanie i określanie parametrów celów powietrznych) o zasięgu 37 km, radiostacja UKF AN/ARA-50, system łączności AN/AIC-18, system rozpoznawczo-identyfikacyjny IFF/SIF AN/APX-72, system nawigacyjny AN/ARN-118 TACAN, przekaźnik rentgenowski SST-181 (Skyspot), system naprowadzania na cel, centralny kalkulator aerodynamiczny i pełne wyposażenie do lotów bez widoczności. Możliwe zainstalowanie dodatkowo: systemu nawigacji bezwidoczności LN-33, systemu automatycznego lądowania AN/ARN-108, kalkulatora sterowania lotem CPU-80, wyposażenia VOR/ILS, dodatkowych przyrządów (w tym celownika radarowego) i ostrzegacza radarowego. Anteny urządzeń umieszczone są na kadłubie i stateczniku pionowym.

Uzbrojenie. Stałe — 2 działka M-39A2 kalibru 20 mm w przedniej części kadłuba (szybkostrzelność 1400 strz./min, zapas amunicji po 280 naboju na działko), podwieszane — zestawy różnego typu i przeznaczenia pocisków samonaprowadzających, kierowanych i niekierowanych, bomb burzących, odłamkowych i zapalających (w tym i napalmowych) podwieszanych na szynach końcówek skrzydeł i wspornikach podskrzydłowych. Do uzbrojenia zalicza się również fotokamerę 16 mm z zapasem 15 m filmu. Dodatkowo można instalować wyposażenie do sterowania pociskami AGM-65 Maverick, kasetową wyrzutnię pocisków niekierowanych pod kadłubem oraz aparaturę laserową do zdalnego sterowania bomb.

ROZWOJ KONSTRUKCJI. Rozwój samolotu F-5 datuje się od r. 1953. Seryjne samoloty otrzymały oznaczenie i nazwę T-38 Talon. Umowę o dostawę podpisano w r. 1958. Pierwszy lot prototypu T-38 odbył się 10 kwietnia 1959 r. Równolegle z T-38 rozwijano wersję jednomiejscową N-156F (Freedom Fighter). Pierwszy lot prototypu N-156F odbył się 30 lipca 1959 r. Samolot seryjny otrzymał oznaczenie F-5. W roku 1962 zamówiono 86 samolotów na pierwszą dostawę dla Iranu. Oprócz Iranu samolot F-5 otrzymały w tym okresie siły zbrojne Tajwanu, Korei Południowej, Grecji, Turcji,

DANE TECHNICZNE (F-5E)

Rozpiętość	8,13 m
Długość	14,68 m
Wysokość	4,06 m
Rozpiętość usterzenia poziomego	4,31 m
Rozstaw podwozia	3,80 m
Baza podwozia	5,17 m
Cięciwa skrzydła u nasady	3,57 m
Cięciwa skrzydła na końcu	0,68 m
Wydłużenie skrzydła	3,82
Wydłużenie usterzenia poziomego	3,39
Skrzydło	17,3 m ²
Lotki	0,86 m ²
Kłapy	1,95 m ²
Kłapy noskowe	1,14 m ²
Statecznik pionowy	3,85 m ²
Ster kierunku	0,57 m ²
Usterzenie poziome	5,48 m ²
Masa własna	4346 kg
Masa startowa maks.	11 192 kg
Masa maks. bez paliwa	7953 kg

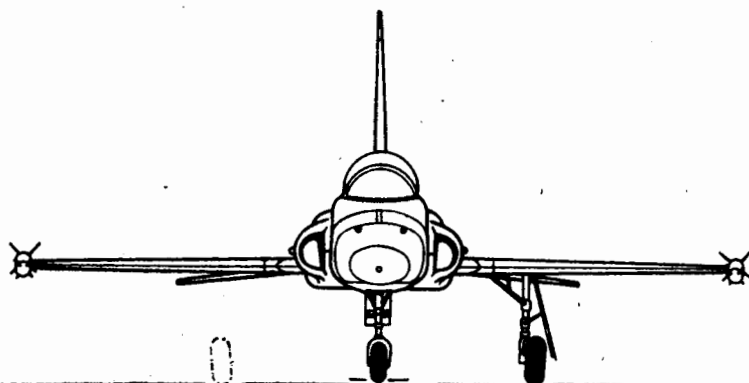
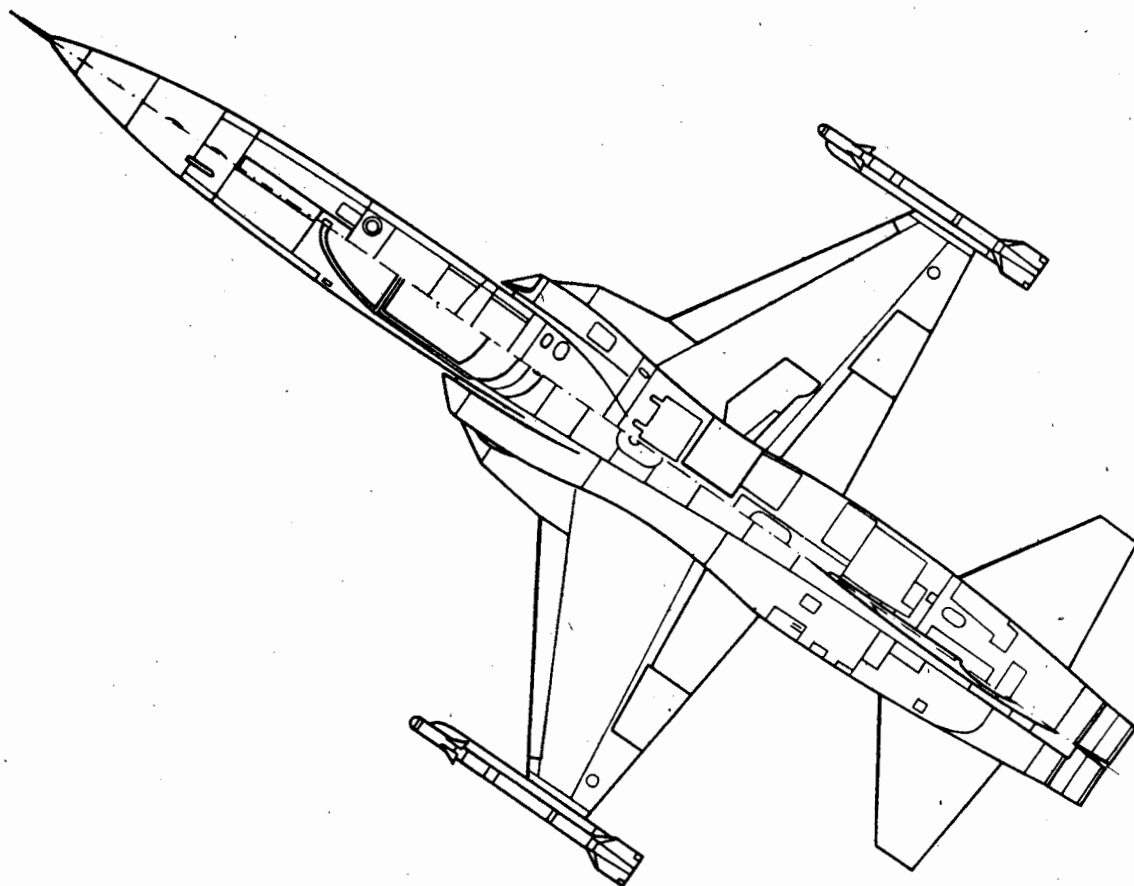
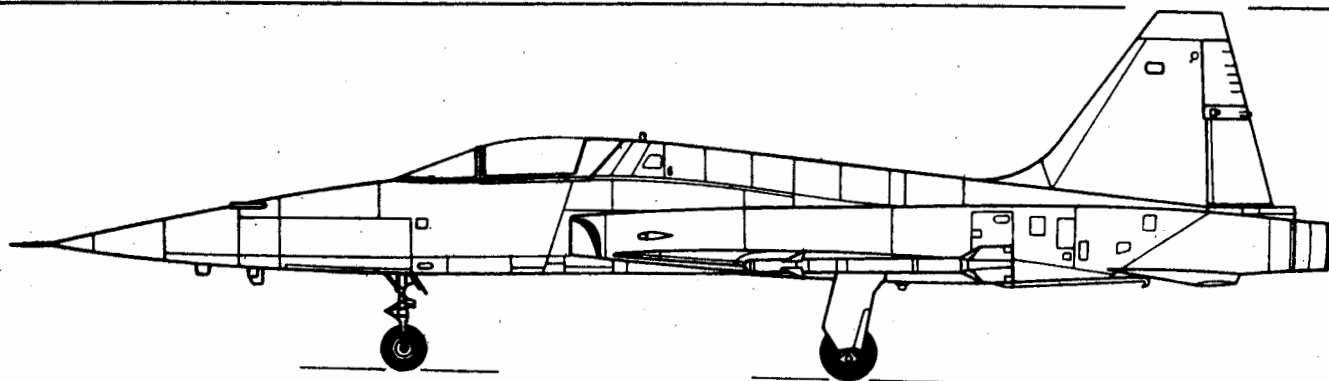
Obciążenie powierzchni nośnej	649,4 kg/m ²
Obciążenie ciągu	251,6 kg/kN (2,44 kg/kg)
Oslągi (masa 6010 kg)	
Prędkość dopuszczalna	1314 km/h
Prędkość maks. (H=10 975 m)	1,63 Ma
Prędkość przelot. maks. (H=10 975 m)	0,98 Ma
Prędkość ekonomiczna	0,80 Ma
Prędkość minimalna (z kłapami, bez ciągu)	230 km/h
Wznoszenie maks. (H=0)	175,3 m/s
Pułap	15 790 m
Pułap (na jednym silniku)	ok. 12 495 m
Rozbieg (masa start. 7162 kg)	640 m
Start na 15 m (masa start. 7162 kg)	914 m
Lądowanie z 15 m (masa 5187 kg, bez spadochr. ham.)	1417 m
Lądowanie z 15 (jw. ze spadochr. ham.)	1177 m
Dobieg (masa 5187 kg, ze spadochr. ham.)	732 m
Zasięg (pełne pal., rez. 20 min, H=0, lot ze zbiornikami)	2567 km
Zasięg (warunki jw. zbiorniki odrzucone)	2946 km
Bojowy promień działania (akcja myśliwska)	1083 km
Bojowy promień działania (pełne wypos. podwiesz.)	222 m
Bojowy promień działania (część wypos. podwiesz.)	917 km

Filipin, Etiopii, Tajlandii, Libii, Maroka i Wietnamu Południowego. Samoloty F-5A (G) i F-5B (G) otrzymała również Norwegia. W latach 1964-1970 samoloty F-5 były produkowane na licencji w Kanadzie (Canadair) pod oznaczeniem CF-5 w wersjach CF-5A (jednomiejscowej) i CF-5D (dwumiejscowej). W Kanadzie opracowano też wersję rozpoznawczą CF-5 z kamerami w przedniej części kadłuba. Holandia produkowała te samoloty w wersjach oznaczo-

nych NF-5A i NF-5B. W latach 1965-1971 samoloty F-5 były produkowane również przez zakłady CASA w Hiszpanii — F-5B pod oznaczeniem CE-9, F-5A pod oznaczeniem C-9. Najnowszą wersję F-5E Tiger II i jej pochodne (dwumiejscowy F-5F i rozpoznawcze RF-5E) opracowano w pierwszej połowie lat siedemdziesiątych. Udoskonalono aerodynamikę i zastosowano silniki o wyższym ciągu (J85-GE-21A). Samolot F-5E został oblatany 11 sierpnia 1972 r.,

F-5F zaś — 25 września 1974 r. Samoloty wszystkich wersji były używane przez lotnictwo USA, Kanady, Brazylii, Chile, Tajwanu, Iranu, Arabii Saudyjskiej, Korei Płd., Jordanii, Kenii, Malezji, Tajlandii, Singapuru, Hiszpanii, Holandii, Norwegii, Filipin, Szwajcarii, Wietnamu Płd., Libii, Maroka i Etiopii. Dotychczas wyprodukowano ponad 1150 samolotów F-5 w różnych wersjach.

T.M.



TL-20/79

Samolot szkolno-treningowy dopuszczony do akrobacji

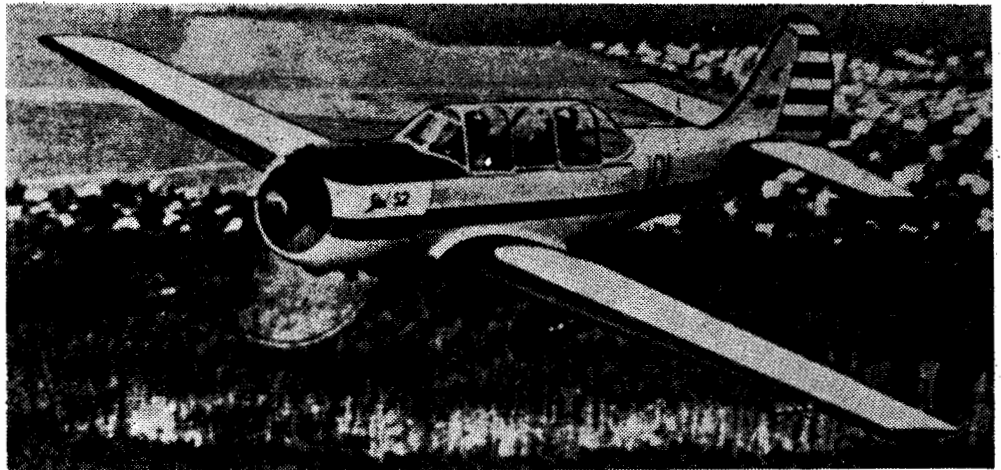
KONSTRUKCJA. Dwumiejscowy, metalowy dolnopłat wolnonośny.

Plat. Trapezowy, jednodźwigarowy z pracującym pokryciem. Skrzydła połączone bezpośrednio z kadłubem bez stosowania centropłata. Profil Clark YH o zmniejszonej grubości — 14,5% u nasady i 9% na końcu skrzydła. Główne elementy wdulne to: dźwigar, ścianka przednia i tylna. Pokrycie, o zmiennej grubości, podparto i usztywniono 28 żebrami oraz podłużnicami. Łotki szczelinowe, z wyważeniem masowym i kompensacją osłową, o dobrej skuteczności w całym zakresie prędkości dopuszczalnych samolotu. Konstrukcja składa się z: dźwigara rurowego, dziewięciu żeber i listwy spływowej. Całość obciągnięta płótnem. Dla skrócenia dobiegu zastosowano kłapy do lądowania typu krokodyl. W przykadłubowej części struktury skrzydła umieszczono węzły zawieszania podwozia, zbiorniki paliwowe, chłodnicę oleju oraz akumulator. Na dolnej powierzchni pokrycia zastosowano wzierniki dla dostępu do agregatów. Układ sterowania lotkami jest sztywny.

Kadłub. Półskorupowy z pokryciem duralowym o zmiennej grubości od 0,6 do 1,5 mm. Szkielet składa się z 20 wręg i 14 podłużnic. Węzły zamocowania skrzydła umieszczono na trzech wzmocnionych wręgach. Kabina pilotów dwumiejscowa z siedzeniami umieszczonymi w tandem. Fotele pilotów z regulacją ustawienia odpowiednio do wzrostu. Pedaly umieszczone na mechanizmie prostowodu — również regulowane. Tablica przyrządów zdwojona i oprócz standardowych przyrządów nawigacyjnych jest wyposażona w busolę giromagnetyczną GMK-1A, małowagarytową radiobusolę ARK-15M oraz radiostację Łandysz-5. Dla łączności załogi zastosowano telefon pokładowy SPU-9. Dla zapewnienia eksploatacji samolotu w temperaturach do -45°C zastosowano w kabinie system ogrzewania i wentylacji.

Usterzenie. Wolnonośne, klasyczne dla rodziny Jaków. Stateczniki konstrukcji dwudźwigarowej z pracującym pokryciem duralowym. Statecznik poziomy niedzielony. Ster kierunku z wyważeniem masowym i kompensacją rogową. Na lewej połowie steru wysokości umieszczono kłapkę wyważającą (trymer). Konstrukcja sterów identyczna jak lotek. Układ sterowania linkowy. Napęd kłapki mechaniczny uruchamiany dźwignią umieszczoną na lewej burcie kabiny.

Podwozie. Chowane, z kołem przednim. Golenie podwozia przedniego chowana do tyłu w kadłub. Podwozie główne składa się do przodu pod skrzydło. W położeniu schowanym koła nie chowają się, tylko są przyciągnięte do powierzchni skrzydła i kadłuba. Zapewnia to bezpieczne lądowanie w warunkach awaryjnych z nie wypuszczonym podwoziem. Rozwiązanie to oparto na



doświadczeniach z wieloletniej eksploatacji samolotów Jak-18A, co dla samolotu szkolnego jest bardzo cenne. Golenie podwozia typu teleskopowego z amortyzacją olejowo-powietrzną. Koła główne o wymiarach 500×150 niskociśnieniowe 0,3 MPa (3 kG/cm²), przednie 140×150.

Zespół napędowy. Stanowią dziewięciocyklindrowy silnik reduktorowy M-14P w układzie gwiazdy o mocy 265 kW (360 KM) chłodzony powietrzem. Dobre charakterystyki wysokościowe zapewniono przez doładowanie. Śmigło dwułopatowe o zmiennym skoku W-530TA-D35 z regulatorem obrotów R-2. Łoże silnika wykonane ze stali 30HGSA rozbielalne. Pierścień spawany z rury 28×2. Cztery odejmovane zastrzały w kształcie litery V spawane z rur 25×1. Obróbka cieplna łoża do R_m=70-90 kG/mm². Łoże mocowane do kadłuba czterema sworzniami o średnicy 8 mm ze stali 30HGSA, R_m=110-130 kG/mm². Maski dzielone z żaluzjami na powierzchni wlotowej. Podstawowe zespoły układu smarowania i paliwowego są analogiczne jak na samolotach Jak-18T i Jak-50. W instalacji paliwowej, oprócz dwóch zbiorników skrzydłowych po 65 l, zamontowano w kadłubie zbiornik dodatkowy o pojemności 5,5 l dla zapewnienia pracy silnika w locie odwróconym.

Instalacje. Pneumatyczna służąca do napędu: chowania i wypuszczania podwozia, kłap, rozruchu silnika oraz hamulców kół. Składa się z instalacji podstawowej i awaryjnej. Ciśnienie robocze powietrza w obydwu podukładach wynosi 50 atmosfer. Zasilanie z dwóch akumulatorów kulistych doładowywanych podczas lotu powietrzem od sprężarki AK-50T umieszczonej na silniku. Instalacja elektryczna prądu stałego o napięciu 27 V. Zasilanie z prądnicy GSR-3000M zamontowanej na silniku lub z akumulatora.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Samolot Jak-52 powstał w oparciu o wieloletnie doświadczenia z eksploatacji samolotów Jak-18T, Jak-18A, Jak-18P i Jak-18PM. Projekt samolotu opracowała grupa młodych kon-

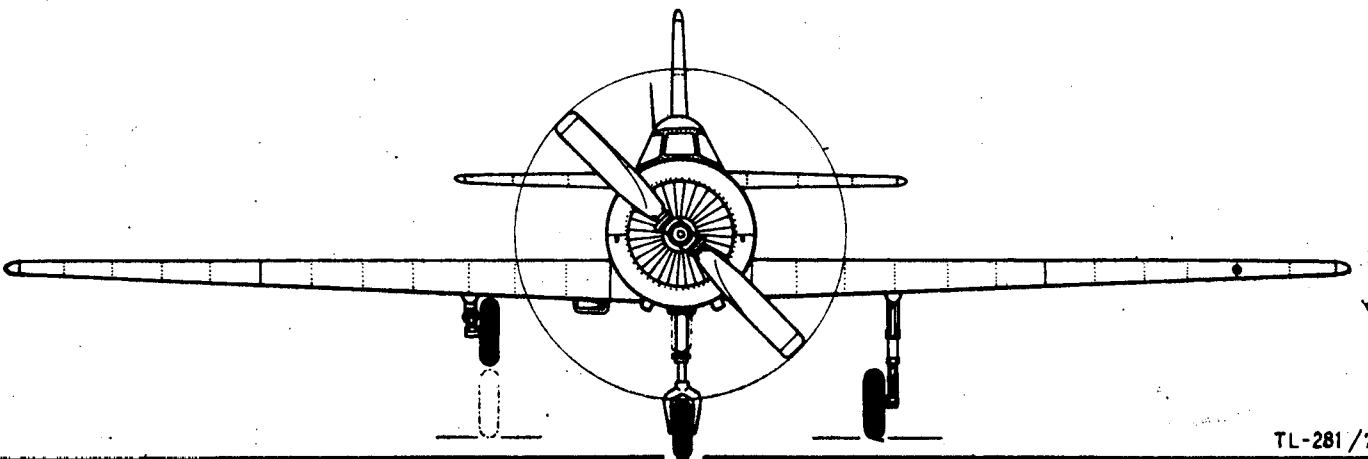
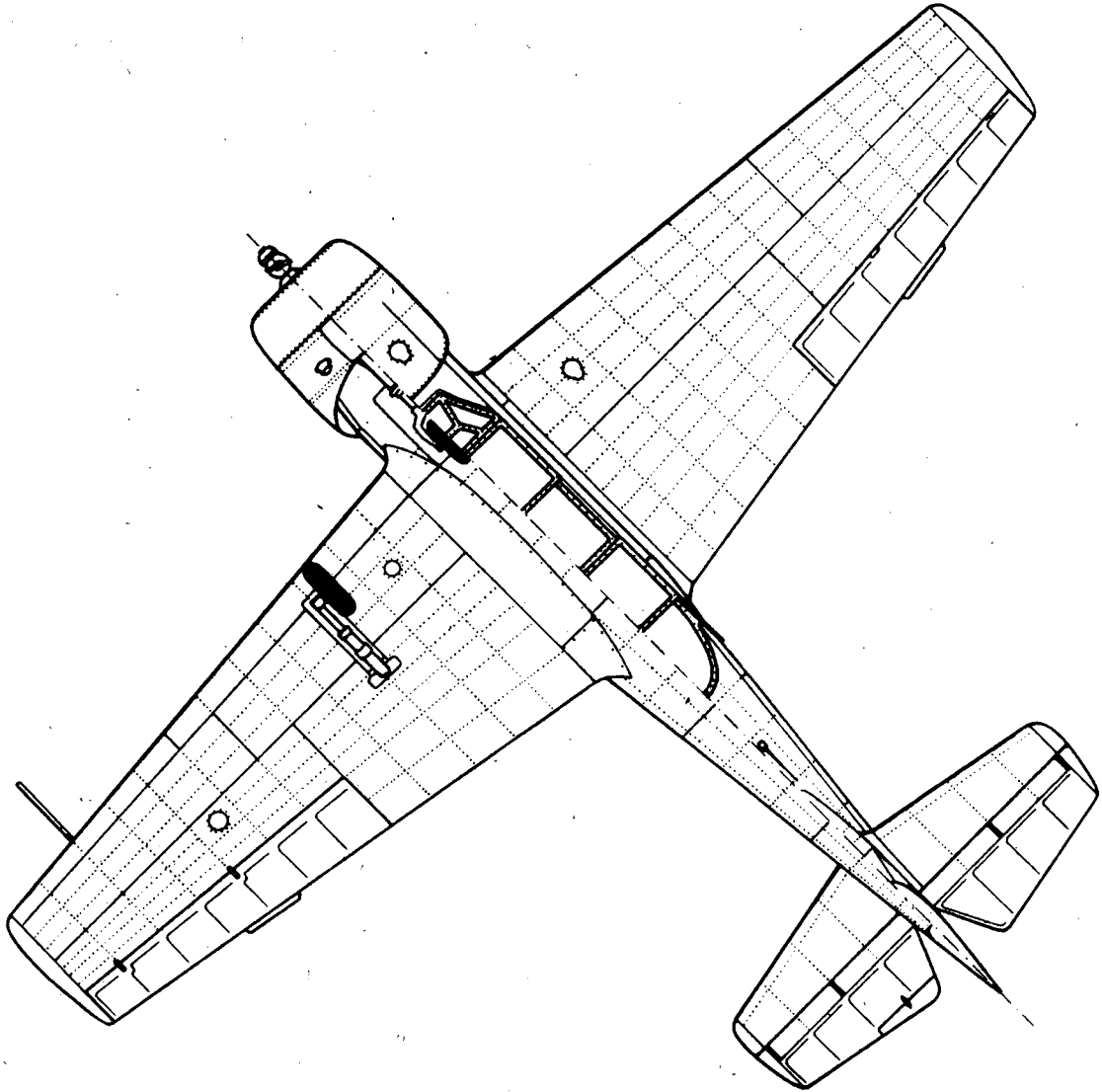
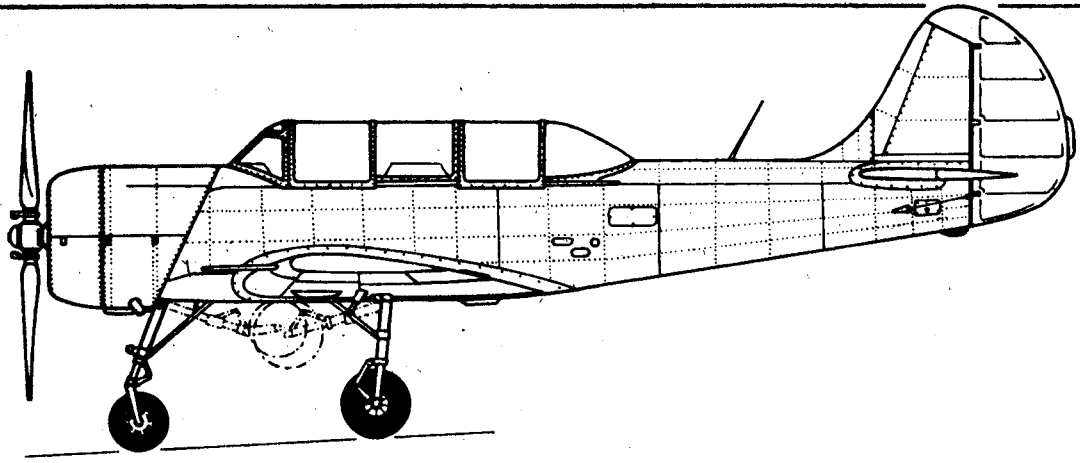
struktorów pod kierunkiem A. S. Jakowlewa. Podczas opracowywania projektu samolotu akrobacyjnego Jak-50 przewidziano możliwość dalszej modyfikacji — zastosowania samolotu do nauki pilotażu w aeroklubach. Chodziło o to, aby obie wersje samolotu, przy zachowaniu tej samej koncepcji aerodynamicznej oraz przy wielu zunifikowanych elementach struktury, odróżniały się dobrymi osłgami w zastosowaniu do wyczynu w akrobacji i poprawnymi właściwościami lotnymi przy nauce pilotażu. Wobec takiej alternatywy konstruktorzy zrezygnowali z symetrycznego profilu skrzydła. Wybrano dwuwypukły profil Clark YH odznaczający się dobrymi charakterystykami aerodynamicznymi i dobrze przebadany na samolotach Jak-18. Te same powody zdecydowały o wyborze klasycznego usterzenia Jakowlewa. Aby w przyszłości z minimalną ilością zmian zamontować dwumiejscową kabinę, zaprojektowano długi kadłub. Równocześnie przemyślano koncepcję podwójnego sterowania oraz podwozie z kołem przednim. Zastosowanie silnika M-14P o mocy 268 kW (360 KM) przy równoczesnym obniżeniu masy struktury o 200 kg w odniesieniu do samolotu Jak-18PM zdecydowało o uzyskaniu dużych nadmiarów mocy niezbędnych w akrobacji. Próby w locie potwierdziły założenia. Pilot Oleg Butygin wykonał potrójną pólpetlę, przy czym w górnym punkcie figury Jak-50 dysponował jeszcze dużym zapasem energii. Reakcja samolotu na wychylenia sterów jest szybka i pewna. Siły na drążku dodatnie — nawet przy dużych prędkościach lotu. Samolot Jak-50 lekko wykonuje wszystkie figury, również i pionowe, przy czym nie czuje się różnic w pilotażu w pozycji odwróconej. Z korkociągu samolot wychodzi praktycznie bez opóźnień. Dodanie w Jak-ku-52 podwójnej kabiny, koła przedniego i kłap do lądowania w niczym nie pogorszyło własności lotnych. Dodatkowo samolot wyposażono w zaczep do holowania szybowców. Produkcja seryjna jest organizowana w Rumunii w ramach porozumień RWPG.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	9,5 m
Długość	7,6 m
Powierzchnia nośna	15 m ²
Kąt zaklinowania skrzydła	2°
Wznios	2°
Powierzchnia lotek	1,95 m ²
Rozpiętość usterzenia poziomego	3,16 m ²
Powierzchnia usterzenia poziomego	2,86 m ²
Powierzchnia usterzenia pionowego	1,48 m ²
Średnica śmigła	2,4 m
Masa własna	1000 kg
Masa całkowita	1290 kg

Obciążenie powierzchni	86 kg/m ²
Obciążenie mocy	3,73 kg/kW (3,6 kg/KM)
Maksymalna dopuszczalna prędkość lotu	360 km/h
Prędkość maksymalna w locie poziomym	285 km/h
Prędkość przeciągnięcia	84 km/h
Prędkość lądowania	110 km/h
Wznoszenie	10 m/sek
Pułap	6000 m
Zasięg	550 km
Długotrwałość lotu	2 h 50 min
Rozbieg	170 m
Dobieg	200 m
Zakres obciążeń dopuszczalnych	+7 g —5 g

Lech Jarzębński



TL-281/79



Profil NACA 2412

TABLICA. Współrzędne profilu NACA 2412.
Polożenie i współrzędne podane w procentach cięciwy profilu

X/C	Z _g /C	Z _d /C
0		0
1,25	2,15	-1,65
2,5	2,99	-2,27
5,0	4,13	-3,01
7,5	4,96	-3,46
10	5,63	-3,75
15	6,61	-4,10
20	7,26	-4,23
25	7,67	-4,22
30	7,88	-4,12
40	7,80	-3,80
50	7,24	-3,34
60	6,36	-2,76
70	5,18	-2,14
80	3,75	-1,50
90	2,08	0,82
95	1,14	0,48
100	0,13	0,13
100		0

Promień zaokrąglenia noska: 1,58. Nachylenie szkieletowej profilu przy krawędzi natarcia: 0,10

Do badań tunelowych użyto profilu o cięciwie 60,96 cm (24 cale)

Profil NACA 4412

TABLICA. Współrzędne profilu NACA 4412.
Polożenie i współrzędne podane w procentach cięciwy profilu

X/C	Z _g /C	Z _d /C
0		0
1,25	2,44	-1,43
2,5	3,39	-1,95
5,0	4,73	-2,49
7,5	5,76	-2,74
10	6,59	-2,83
15	7,89	-2,88
20	8,80	-2,74
25	9,41	-2,50
30	9,76	-2,26
40	9,80	-1,80
50	9,19	-1,40
60	9,14	-1,00
70	6,69	-0,65
80	4,89	-0,39
90	2,71	-0,22
95	1,47	-0,16
100	0,13	-0,13
100		0

Promień zaokrąglenia noska: 1,58. Nachylenie szkieletowej profilu przy krawędzi natarcia: 0,20

Do badań tunelowych użyto profilu o cięciwie 60,96 cm (24 cale)

Profil NACA 2415

TABLICA. Współrzędne profilu NACA 2415.
Polożenie i współrzędne podane w procentach cięciwy profilu

X/C	Z _g /C	Z _d /C
0		0
1,25	2,71	-2,06
2,5	3,71	-2,86
5,0	5,07	-3,84
7,5	6,06	-4,47
10	6,83	-4,90
15	7,97	-5,42
20	8,70	-5,66
25	9,17	-5,70
30	9,38	-5,62
40	9,25	-5,25
50	8,57	-4,67
60	7,50	-3,90
70	6,10	-3,05
80	4,41	-2,15
90	2,45	-1,17
95	1,34	-0,68
100	(0,16)	(0,16)
100		0

Promień zaokrąglenia noska: 2,48. Nachylenie szkieletowej profilu przy krawędzi natarcia: 0,10

Do badań tunelowych użyto profilu o cięciwie 60,96 cm (24 cale)

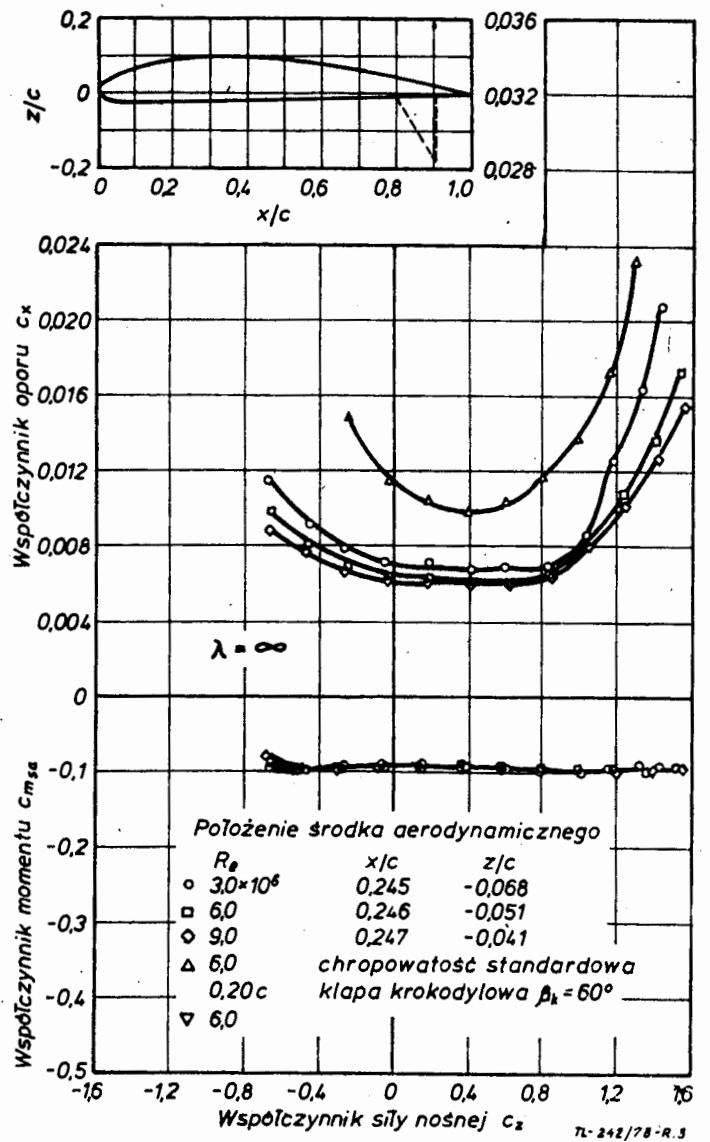
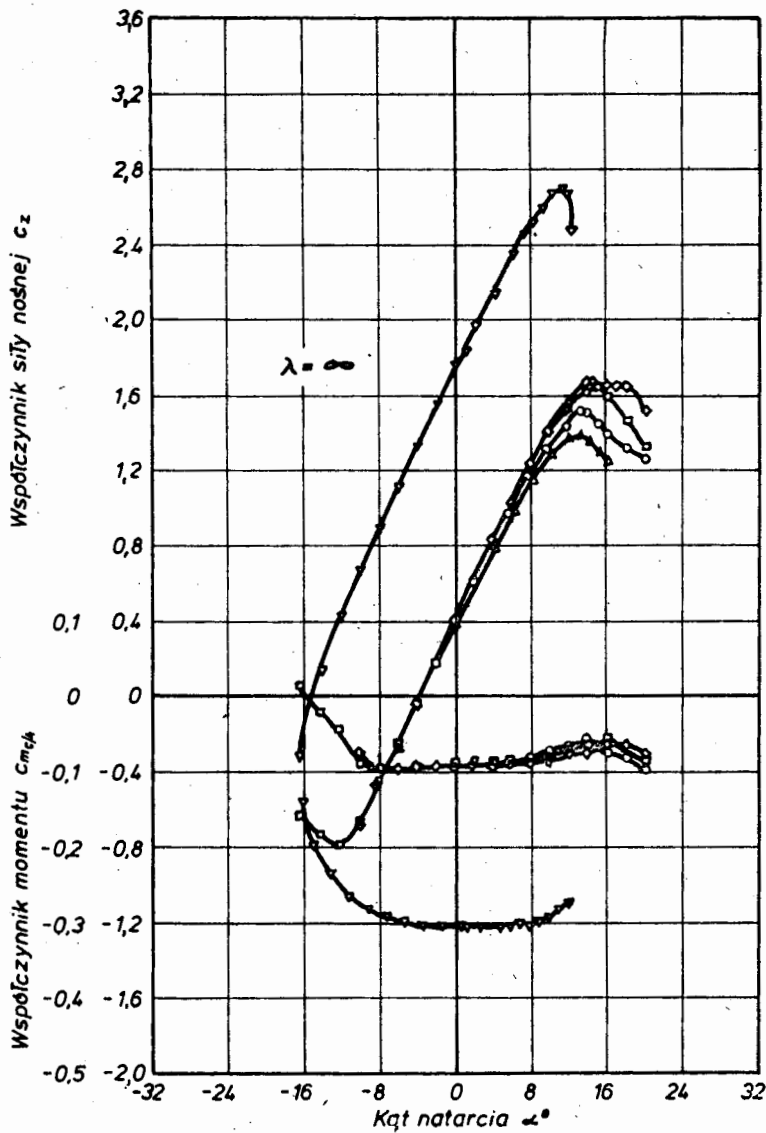
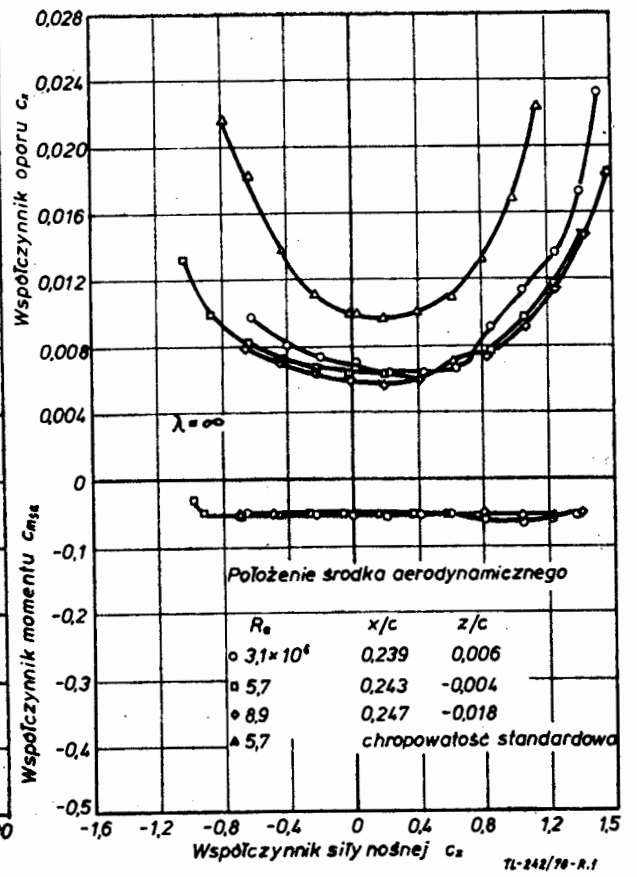
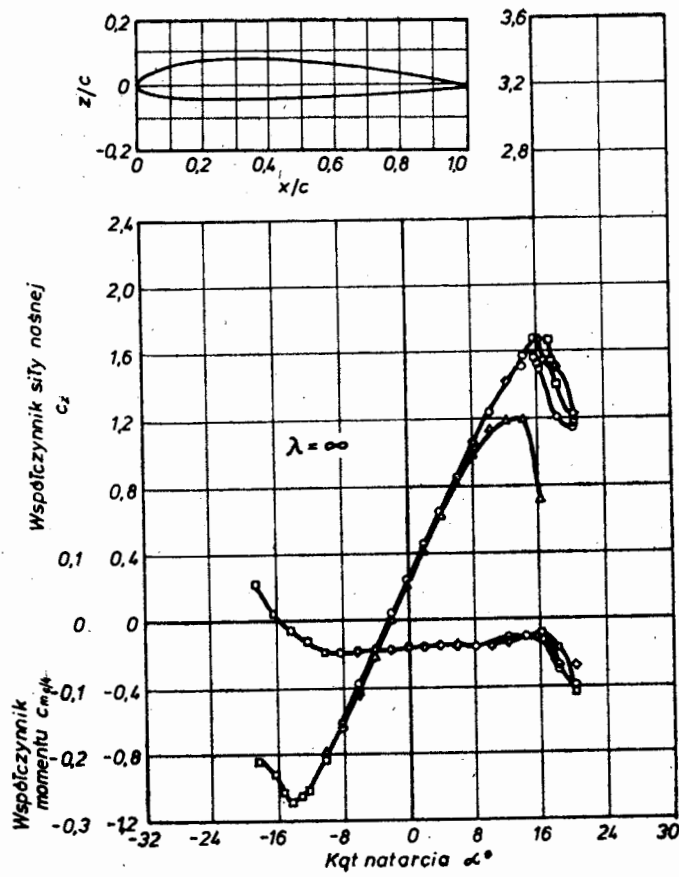
Profil NACA 4415

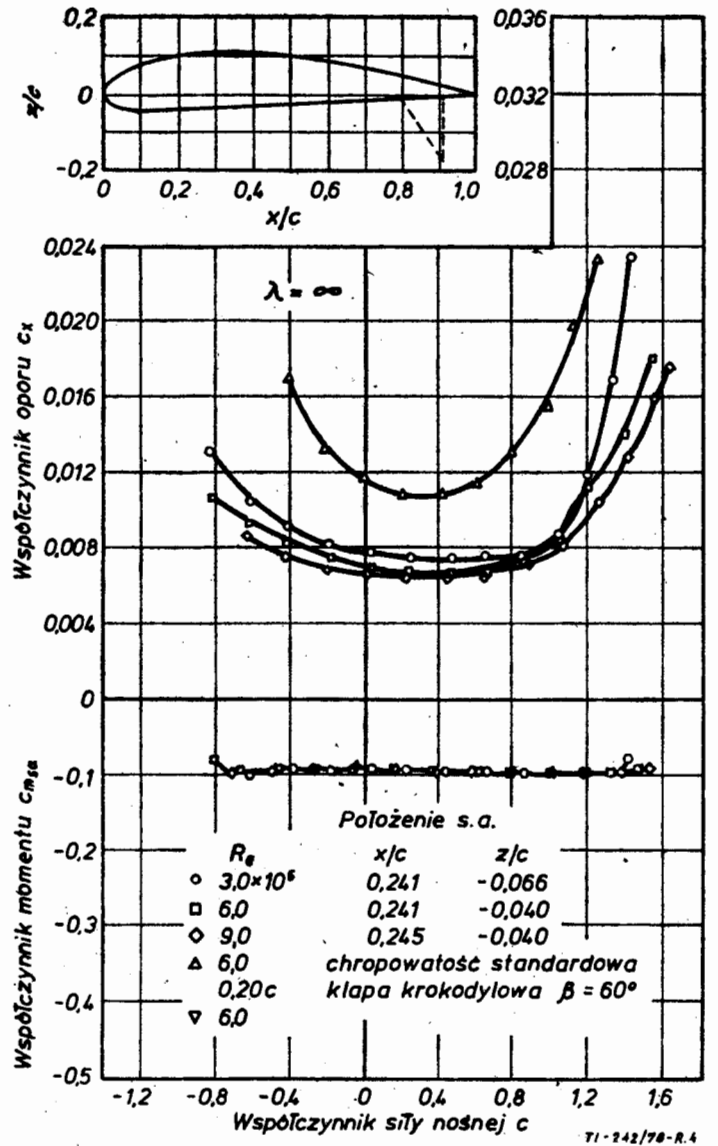
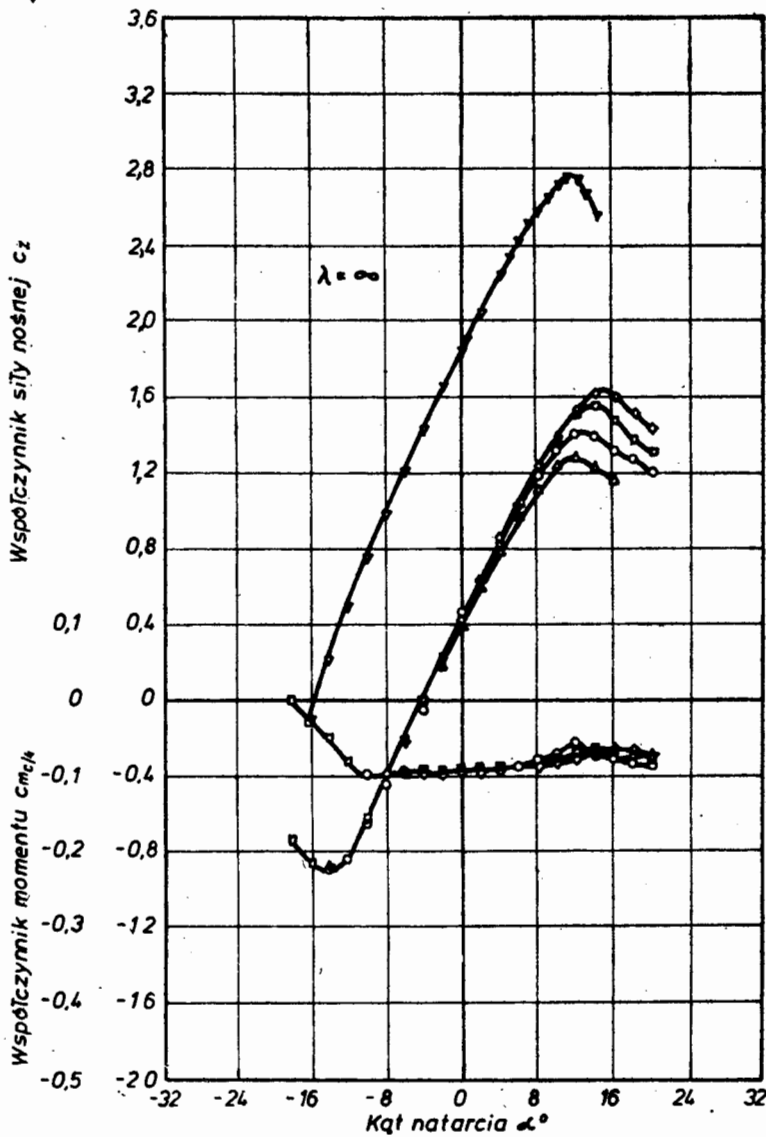
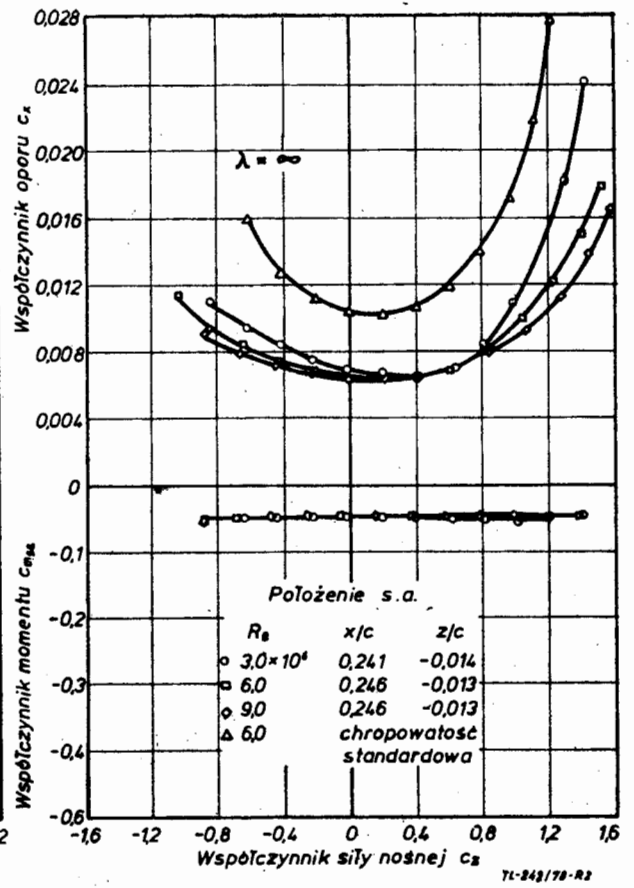
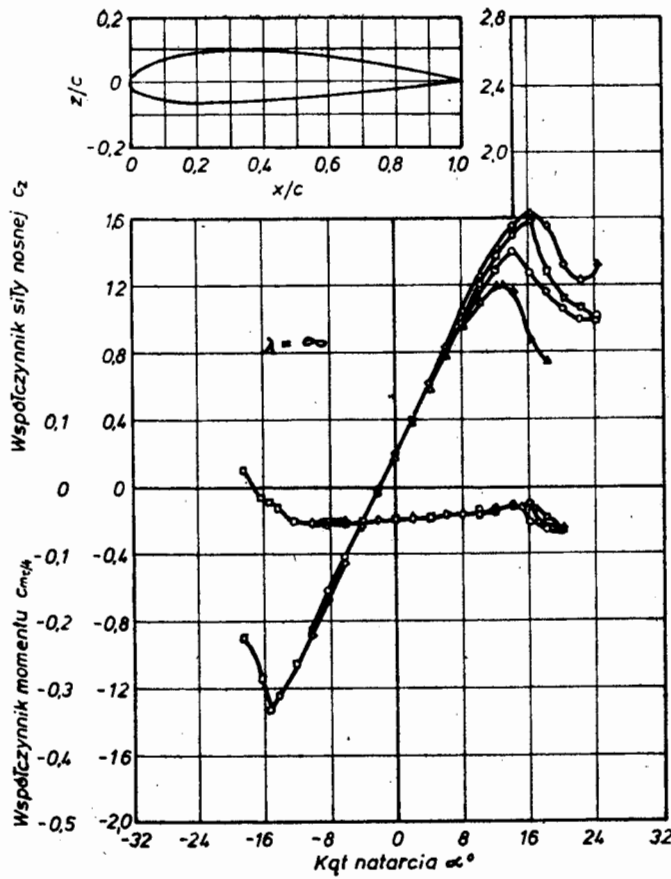
TABLICA. Współrzędne profilu NACA 4415.
Polożenie i współrzędne podane w procentach cięciwy profilu

X/C	Z _g /C	Z _d /C
0		0
1,25	3,07	-1,79
2,5	4,17	-2,48
5,0	5,74	-3,27
7,5	6,91	-3,71
10	7,84	-3,98
15	9,27	-4,18
20	10,25	-4,15
25	10,92	-2,98
30	11,25	-3,75
40	11,25	-3,25
50	10,53	-2,72
60	9,30	-2,14
70	7,63	-1,55
80	5,55	-1,03
90	3,08	-0,57
95	1,67	-0,36
100	(0,16)	(0,16)
100		0

Promień zaokrąglenia noska: 2,48. Nachylenie szkieletowej profilu przy krawędzi natarcia: 0,20

Do badań użyto profilu o cięciwie 60,96 cm (24 cale)





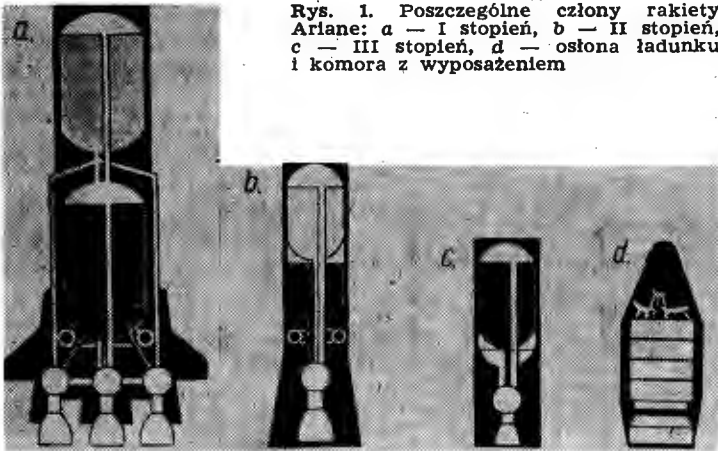
Europejska rakieta nośna Ariane

W 1979 r. mają być przeprowadzone dwa pierwsze starty europejskiej rakiety nośnej Ariane, przy czym w czasie drugiego startu ma być wprowadzony na orbitę ładunek użytkowy w postaci dwóch niemieckich satelitów: satelity łącznościowego Oscar-Ansat i satelity badawczego Fire-wheel.

Rakieta Ariane jest rozwijana już od 1973 r., po niepowodzeniu programu Europa II. Ariane jest projektem francuskim i kierowanie jej budową zostało powierzone przez ESA (European Space Agency) francuskiemu ośrodkowi badań kosmicznych CNES (Centre Nationale d'Etudes Spatiales). Również za budowę głównych zespołów rakiety odpowiedzialne są firmy francuskie: za strukturę — Aerospatiale i Air Liquid, za silniki — SEP (Société Européenne de Propulsion), za wyposażenie — Matra. Poza tym w programie uczestniczą następujące firmy europejskie: ERNO, MBB, Dornier i MAN (RFN), British Aerospace, HSD i Ferranti (W. Brytania), Saab i Volvo (Szwecja), VFW-Fokker (Holandia/RFN), Bosscher (Holandia), FN (Belgia), Roving (Dania) i Contraves (Szwajcaria). Koszty budowy rakiety w 64% przypadają na Francję, w 20% na RFN, w 5% na Belgię, a na pozostałe kraje od 0,5% (Dania) do 2,5% (W. Brytania).

Konstrukcja, technologia i materiały rakiety są konwencjonalne, porównywalne z poziomem techniki stosowanej w budowie rakiet amerykańskich lat 50 i wczesnych lat 60. Przyjęcie wypróbowanych rozwiązań ma na celu zmniejszenie ryzyka i obniżenie kosztów programu. Napęd pierwszego i drugiego stopnia jest tradycyjny, tj. na ciekłe

Rys. 1. Poszczególne człony rakiety Ariane: a — I stopień, b — II stopień, c — III stopień, d — osłona ładunku i komora z wyposażeniem



paliwo dwuskładnikowe, natomiast silnik trzeciego stopnia pracuje na krogenicznych materiałach pędnych — na ciekłym wodorze i ciekłym tlenie. Silnik na ciekły wodór i ciekły tlen jest pierwszym tego rodzaju w Europie, jednak opracowujące go firmy — SEP, Air Liquid i MBB — mają w tej dziedzinie bogate doświadczenie. W rakiecie wykorzystano, po odpowiednich modyfikacjach, wiele wypróbowanych zespołów rakiety Diamant i zdalnie sterowanych pocisków rakietowych. Z powodu zachowawczej techniki rakiety Ariane nie jest tak wielostronna jak np. mniejsza od niej rakieta



Rys. 2. Silniki pierwszego stopnia

Atlas-Centaur, której udźwig jest taki sam lub nawet większy niż rakiety Ariane. Również możliwości rozwojowe rakiety europejskiej są mniejsze.

Całkowita długość Ariane wynosi 47,39 m, masa własna 19 760 kg, masa startowa bez ładunku użytkowego 201 000 kg. Pierwszy stopień jest wyposażony w cztery silniki Viking 5 (rys. 2) o łącznym ciągu 244 500 daN przy czasie pracy 145 s. Do napędu drugiego stopnia zastosowano pojedynczy silnik Viking 4 o ciągu 71 300 daN przy czasie pracy 132 s. W obu stopniach paliwem jest nafta, a utleniaczem N_2O_4 , przy czym zbiorniki pierwszego stopnia mieszczą 140 000 kg materiałów pędnych, a drugiego stopnia — 33 000 kg. Silnik trzeciego stopnia rozwija ciąg 6000 daN przy czasie pracy 570 s, a zapas materiałów pędnych wynosi 8300 kg.

Rakieta Ariane jest w stanie wynieść na przejściową, wydłużoną orbitę o apogeum 36 000 km i perigeum 200 km (jest to orbita, z której satelity transportuje się na orbitę geostacjonarną) ładunek o masie 1700 kg, a na orbitę geostacjonarną — ładunek 850 kg. Na niskiej orbicie (300 km) można za jej pomocą umieścić masę 4500 kg. Przez zwiększenie ciśnienia spalania w silnikach pierwszego i drugiego stopnia oraz przez wydłużenie trzeciego stopnia i zwiększenie jego ciągu możliwe będzie zwiększenie masy wynoszonej na orbitę przejściową do 1950 kg. Zastosowanie dodatkowych silników na stałe materiały pędne pozwoli na zwiększenie tej masy do 2300, a nawet 2600 kg.

Próby pierwszego i trzeciego stopnia są przeprowadzane na stoiskach SEP w Vernon, natomiast drugi stopień jest badany na stoisku DVFLR w RFN (rys. 3). Stoisko PF20 w Vernon (rys. 4) pozwala na próby silników o ciągu do 400 000 daN i jest największym stoiskiem rakietowym poza USA i ZSRR.

Do startów rakiety Ariane jest przystosowywana baza rakietowa w Kourou w Gujanie Francuskiej, która do 1975 r. służyła rakiecie Diamant.

Ariane jest przeznaczona przede wszystkim do wystrzeliwania satelitów ESA, ma być jednak również wykorzystana do umieszczenia na orbicie indyjskiego satelity Apple, francuskiego SPOT, trzech kanadyjskich satelitów Anik i satelitów towarzysstwa ComSat, Intelsat V.



Rys. 3. Trzeci stopień na stoisku w Vernon



Rys. 4. Stoisko PF20 firmy SEP w Vernon W.K.

URZĄDZENIA
BEZPIECZEŃSTWA

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

(K.D.)

SAFETY
SYSTEMS

- 1 — (cockpit) voice recorder
- 2 — flight (data) recorder, crash r., block box
- 3 — magnetic tape r.
- 4 — cassette
- 5 — (tape) transport mechanism
- 6 — armoured case
- 7 — record, recording
- 8 — steel-wire recording
- 9 — wash-out, wipe-out
- 10 — stall
- 11 — deep stall, super-stall
- 12 — stick-pusher
- 13 — stick-shaker
- 14 — incidence sensor, angle of attack s., a. of a. transducer
- 15 — a. of a. indicator
- 16 — stall-warning device
- 17 — warning horn
- 18 — antiskid device, automatic braking d., antiskid system.
- 19 — wheel lock, slip
- 20 — slip ratio
- 21 — flywheel
- 22 — speed transducer, s. detector
- 23 — centrifugal switch
- 24 — brake release
- 25 — available friction
- 26 — escape system, ejection (seat) system
- 27 — ejection, bail-out
- 28 — ejection, shoot
- 29 — zero-height ejection, low-level e.
- 30 — ejection seat
- 31 — canopy jettisoning
- 32 — seat initiation, s. firing
- 33 — time delay
- 34 — parachute deployment
- 35 — (automatic) seat belt release
- 36 — pressure controlled release
- 37 — ejection mechanism, catapult tubes
- 38 — catapult cartridge, explosive cartridge
- 39 — stabilizer
- 40 — stabilizing drogue
- 41 — braking parachute
- 42 — main p.
- 43 — p. container, drogue c.
- 44 — p. deployment rocket
- 45 — (primary) ejection control, (P) firing c.
- 46 — face curtain
- 47 — alternate ejection control, a. firing c.,
- 48 — safety (bolt)
- 49 — leg restraint
- 50 — arm restraint
- 51 — anti-G valve
- 52 — delay initiator
- 53 — aneroid actuated i.
- 54 — disconnect block
- 55 — emergency oxygen system
- 56 — survival pack, s. kit
- 57 — life vest, life belt, life jacket
- 58 — automatic liferaft inflation

(K.D.)

SICHERHEITS-
ANLAGEN

- 1 — das Tonaufnahmegerät
- 2 — das Flugdatenregistriergerät
- 3 — das Tonband-Registriergerät
- 4 — die Bandkassette
- 5 — der Bandtransportantrieb
- 6 — die Panzergehäuse
- 7 — die Aufzeichnung, die Aufnahme, die Registrierung, das Aufzeichnen
- 8 — die Stahldraht-Aufnahme
- 9 — das Löschen (der magnetischen Aufzeichnung)
- 10 — das Überziehen
- 11 — (tiefes Überziehen)
- 12 — (der Knüppeldrucker)
- 13 — (der Knüppelschütter)
- 14 — der Anstellwinkelfühler, der Anstellwinkelgeber
- 15 — der Anstellwinkelanzeiger
- 16 — die Überziehwarnanlage
- 17 — das Überziehwarnhorn
- 18 — das Anti-Rutsch-Gerät
- 19 — der Rutsch, der Slip
- 20 — (der) relativer R., relativer Slip
- 21 — das Schwungrad, die Schwungradscheibe
- 22 — der Geschwindigkeitsgeber
- 23 — der Fliehkraftschalter
- 24 — die Bremsen-Auslösung
- 25 — (die) verfügbare Reibung
- 26 — das Rettungssystem, das Rettungsgerät, die Rettungseinrichtung
- 27 — das Verlassen des Flugzeug, das Trennen vom Flugzeug
- 28 — das Herausschieszen, das Katapultieren, der (Schleudersitz-) Ausschuss
- 29 — der Bodennähe-Ausschuss
- 30 — der Schleudersitz, der Katapultsitz
- 31 — die Kabinendach-Weggesprengung
- 32 — die Sitzbetätigung
- 33 — die Zeitverzögerung
- 34 — die Fallschirmfaltung
- 35 — (automatische) Gurtzeug-Auslösung
- 36 — barometrische Auslösung
- 37 — die Schleudersitzkanone
- 38 — der Treibsatz
- 39 — die Stabilisierungsflosse, der Stabilisator
- 40 — der Steuerschirm
- 41 — der Bremsen-Fallschirm
- 42 — der Haupt(fall)schirm
- 43 — die Schirm-Verpackung, der S.-Behälter
- 44 — die Schirmrakete
- 45 — der Abzuggriff
- 46 — der Gesichtsschutz
- 47 — der Not-Abzuggriff
- 48 — die Arretierung, der Sicherheitstift
- 49 — das Beinrückholssystem
- 50 — das Armrückholssystem
- 51 — der G-Schalter, der Beschleunigungsschalter
- 52 — das Zeitwerk
- 53 — der Barostat
- 54 — (der) Trennungsanschluss
- 55 — die Sauerstoff-Notversorgung
- 56 — der Notausstattungsbehälter
- 57 — die Schwimmweste, die Schwimmjacke
- 58 — (die) automatische Füllung des Schlauchbootes

(K.D.)

СИСТЕМЫ
БЕЗОПАСНОСТИ

- 1 — речевой самописец в кабине экипажа
- 2 — самописец параметров полета, с. полетных данных, аварийный с.
- 3 — с. с записью на магнитной ленте
- 4 — кассета
- 5 — лентопротяжный механизм
- 6 — бронированный корпус
- 7 — запись, регистрация
- 8 — з. на стальную проволоку
- 9 — стирание (записи)
- 10 — сваливание, срыв, потеря скорости
- 11 — глубокий срыв
- 12 — автомат отдачи ручки управления
- 13 — (автомат) тряски ручки управления
- 14 — датчик угла атаки
- 15 — указатель у.а.
- 16 — сигнализатор потери скорости, с. критической скорости, с. сваливания
- 17 — сирена сигнализатора сваливания
- 18 — автомат торможения, а. тормозов, противозовное устройство
- 19 — скольжение, юз
- 20 — удельное с.
- 21 — маховик
- 22 — датчик скорости
- 23 — центробежный выключатель
- 24 — растормаживание
- 25 — располагаемое трение
- 26 — спасательная система, система катапультирования
- 27 — (аварийное) покидание самолета
- 28 — катапультирование
- 29 — к. на нулевой высоте
- 30 — катапультируемое сиденье, катапультируемое кресло
- 31 — сброс фонаря
- 32 — пуск кресла
- 33 — задержка времени
- 34 — раскрытие парашюта
- 35 — (автоматическое) раскрытие замка ремней
- 36 — автоматическое р.з.р. по барометрическому сигналу
- 37 — стреляющий механизм
- 38 — пиротрон
- 39 — стабилизирующий щиток, стабилизатор
- 40 — стабилизирующий парашют
- 41 — тормозной п.
- 42 — основной п.
- 43 — контейнер парашюта,
- 44 — ракета раскрытия п.
- 45 — рукоятка катапультирования, р. управления креслом
- 46 — шторка
- 47 — ручка аварийного катапультирования
- 48 — предохранительная шпилька, предохранитель
- 49 — принудительный подтяг ног, фиксация ног
- 50 — п.п. рук, фиксация рук
- 51 — перегрузочный клапан
- 52 — часовой механизм
- 53 — анероидное устройство, баростат
- 54 — объединительный разъем
- 55 — аварийная система кислородного питания
- 56 — (носимый) аварийный запас (НАЗ)
- 57 — спасательный жилет
- 58 — автоматическое наполнение спасательной лодки

(K.D.)

WCT/34/K/79

O niektórych charakterystykach techniczno-ekonomicznych samolotów Ił-62 i Ił-62M, z uwzględnieniem optymalnych zakresów przelotowych

W artykule porównano niektóre charakterystyki techniczno-ekonomiczne samolotów Ił-62 i Ił-62M i podano ich optymalne zakresy.

Samolot Ił-62 został wprowadzony do eksploatacji w 1967 r. obsługując początkowo wewnętrzne linie średniego i dalekiego zasięgu ZSRR, w 1968 r. już był eksploatowany na liniach międzynarodowych Aeroflotu, a od 1972 r. samolot ten obsługuje regularne linie średniego i dalekiego zasięgu Polskich Linii Lotniczych LOT.

W 1973 r. został wprowadzony do eksploatacji w Związku Radzieckim zmodyfikowany wariant tego samolotu — Ił-62M, wyposażony w nowe, bardziej ekonomiczne silniki D-30 KU oraz instalację paliwową — dodatkowy zbiornik integralny w stateczniku pionowym. W najbliższych latach Polskie Linie Lotnicze LOT wprowadzą do eksploatacji nowe samoloty typu Ił-62M.

Charakterystyki techniczne samolotów Ił-62 i Ił-62M

Masy	Ił-62	Ił-62M
Maksymalna masa handlowa	23 000	23 000 kg
Maksymalna masa do startu	161 600	165 000 kg
Maksymalna masa do lądowania	105 000	105 000 kg
Maksymalna masa samolotu bez paliwa	92 410	95 500 kg
Masa samolotu wyposażonego	69 410	71 060 kg
Masa samolotu pustego	66 400	68 050 kg
Pojemność instalacji paliwowej	100 600	105 300 dm ³
Masa załogi i typowego wyposażenia [kg]	Ił-62	Ił-62M
Załoga cockpitu (5 osób z bagażem towarzyszącym)	400	400
Załoga pokładowa (6 osób z bagażem towarzyszącym)	480	480
Wyposażenie kabiny pasażerskiej	199	199
Caetering i wyposażenie bufetu	1045	1045
Wyposażenie szatni	17	17
Wyposażenie toalet	24	24
Woda	223	223
Płyn w instalacji toalet	140	140
Wyposażenie służbowe	112	112
Olej w instalacji	160	160
Paliwo martwe	210	210
	Razem	3010 3010
Osiągi		
Prędkość przelotowa	850	850 km/h

Prędkość ekonomiczna	820	820 km/h
Prędkość maksymalna odpowiadająca liczbie Macha	0,82	0,83 km/h
Normalna wysokość przelotowa	10÷12	10÷12 km
Długość startu przy maks. masie startowej (warunki ISA)	3,2	3,2 km
Długość lądowania przy masie 105 000 kg (warunki ISA)	2500	2500 m
Zasięg z kompletem pasażerów (warunki ISA) przy starcie, realne warunki przy przelocie	6800	7800 km

Charakterystyki ekonomiczne

Obliczenie bezpośrednich kosztów eksploatacji samolotów Ił-62 z silnikami NK-8-4 i Ił-62M z silnikami D-30 KU wykonano według ATA-67 i przy obowiązujących cenach w połowie 1975 r. Obowiązujące ceny i koszty złotowe, zgodnie z wymaganiami ATA-67, zostały sprowadzone do jednolitej bazy dewizowej zgodnie z obowiązującymi w 1975 r. przelicznikami.

Warunki przyjęte przy obliczeniach zależności ciężaru handlowego od zasięgu lotu

Technika wykonywania przelotu odpowiada ekonomicznemu zakresowi przelotu na daleki zasięg i oparta jest na zasadach określonych w instrukcjach użytkownika w locie samolotów Ił-62 i Ił-62M.

Rezerwy paliwa. Oprócz paliwa niezbędnego do wykonania przelotu przyjęto, że dodatkowa ilość paliwa (rezerwy), obowiązująca na liniach międzynarodowych, składa się z:

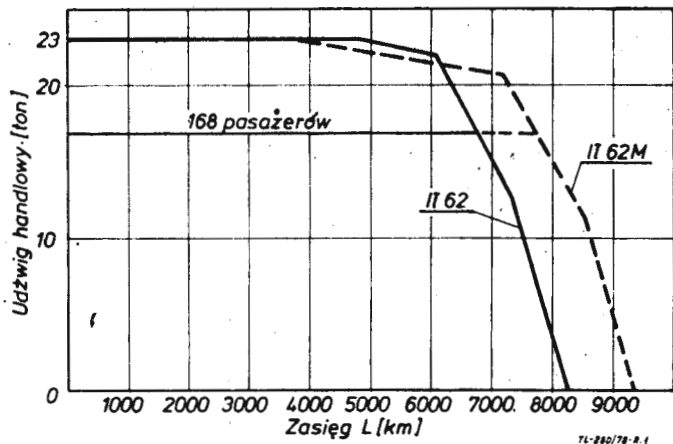
— paliwa niezbędnego do wykonywania przelotu w czasie wynoszącym 10% czasu przelotu na zakresie odpowiadającym 99% wielkości maksymalnego zasięgu jednostkowego przy ciężarze samolotu odpowiadającym ciężarowi w końcu przelotu;

— paliwa niezbędnego do przejścia na drugi krąg na lotnisku docelowym, wznoszenia i przelotu do lotniska zapasowego odległego o 370 km (200 n.m);

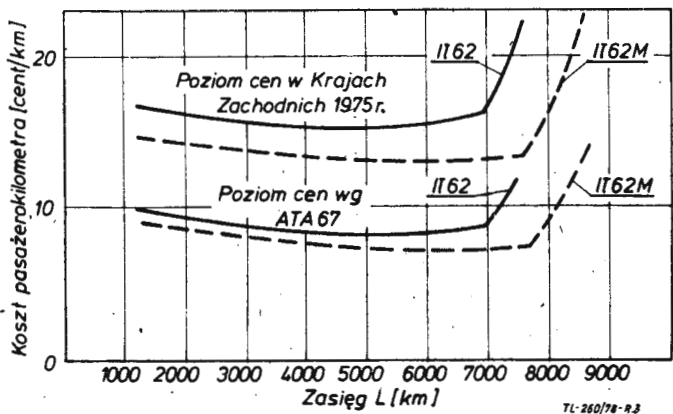
— paliwa niezbędnego do zniżania i oczekiwania na zezwolenie lądowania na lotnisku zapasowym w ciągu 30 min na wysokości 450 m oraz podejścia do lądowania i lądowanie na lotnisku zapasowym.

Przyjęto na kołowanie do startu:

czas	15 min
paliwo	1000 kg
— na start i wznoszenie od oderwania	
do wysokości 450 m	
czas	1,5 min
paliwo	600 kg
przebyta droga	
— na podejście	10 km
czas	6 min
paliwo	600 kg



Rys. 1. Zależność udźwigu handlowego samolotów Il-62 i Il-62M w funkcji zasięgu



Rys. 2. Zależność kosztów tonokilometra oferowanego w funkcji zasięgu samolotów Il-62 i Il-62M

Na rys. 1 przedstawiono zależność udźwigu handlowego samolotów Il-62 i Il-62M w funkcji zasięgu.

Warunki przyjęte przy obliczeniach zależności bezpośrednich kosztów eksploatacji od zasięgu lotu

Bezpośrednie koszty eksploatacji obliczono wg ATA-67, przy obowiązujących w 1975 r. cenach samolotów, silników i części zamiennych.

Przyjęto również:

Cena paliwa, według ATA	0,0365 dol. USA/kg
według cen aktualnych w krajach zachodnich	0,15
Koszty robocizny według ATA	4 dol. USA/h
według cen aktualnych	6,4
Okres amortyzacji według ATA-67	12 lat
Ubezpieczenia	2% rocznie od ceny całkowitej samolotu
Wykorzystanie roczne samolotu	2000 h/rok

Na rys. 2 przedstawiono zależność kosztów tonokilometra oferowanego w funkcji zasięgu samolotów Il-62 i Il-62M, a na rys. 3, zależność kosztów pasażerokilometra oferowanego w funkcji zasięgu samolotów Il-62 i Il-62M.

Optymalna prędkość przelotowa samolotów Il-62 i Il-62M

Ceny paliwa różnią się poważnie w zależności od strefy geograficznej. Tak na przykład koszty 1 tony paliwa w krajach arabskich wynoszą ok. 100 dol., w krajach zachodnich osiągają wielkość 180 dol., w Ameryce Północnej 150÷160 dol., w Azji, np. w Indii, przekraczają 200 dol. za jedną tonę. Ceny paliwa zmieniają się również w czasie. Od 1973 r. ceny te wzrosły czterokrotnie.

W związku z tym, najbardziej korzystne wielkości prędkości przelotowej będą miały różne wartości, w zależności od ceny paliwa znajdującego się w zbiornikach samolotu.

Liczba Macha optymalnej prędkości przelotowej przy minimalnych bezpośrednich kosztach eksploatacji, uzależniona jest od poziomu poszczególnych pozycji kosztów zmiennych.

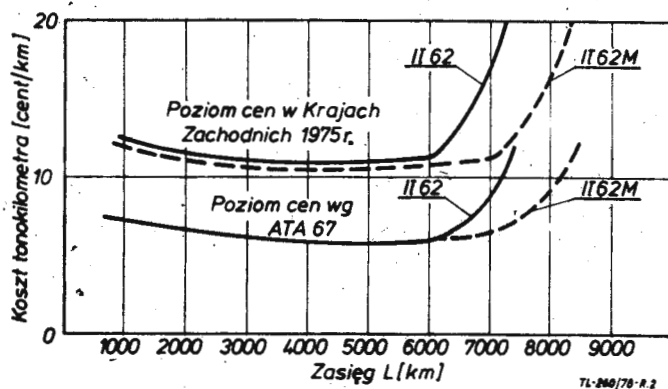
Do kosztów tych należą:

- fundusz remontowy,
- płace zmienne załóg,
- koszty paliwa.

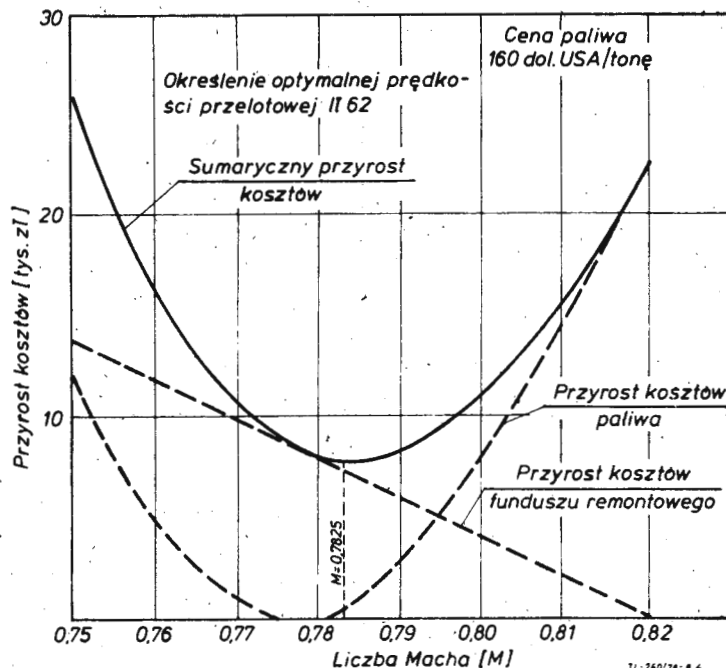
Koszty stałe nie zależą od czasu lotu i nie mają wpływu na proces optymalizacji prędkości przelotowej.

Koszty funduszu remontowego i płace zmienne załóg są wprost proporcjonalne do czasu lotu, natomiast koszty paliwa spadają do uzyskania prędkości odpowiadającej zakresowi maksymalnego zasięgu i rosną po przekroczeniu tej prędkości.

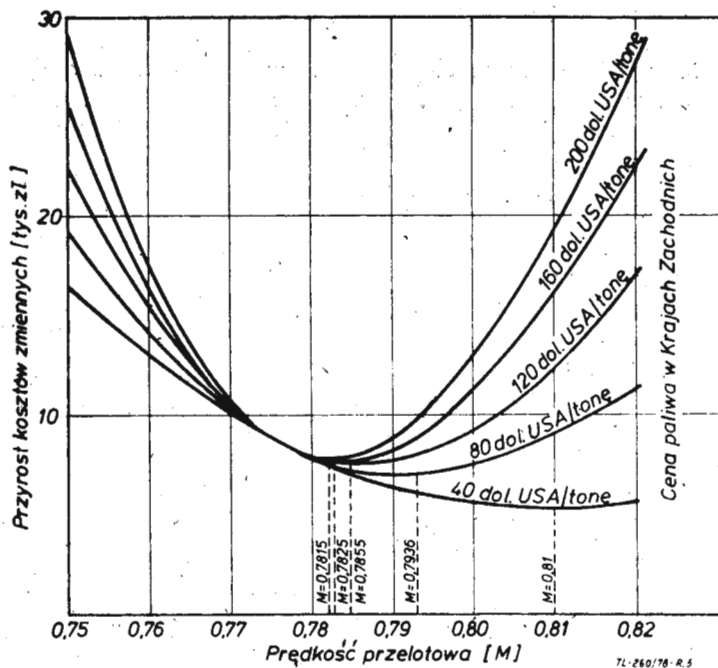
Minimum sumy kosztów określa optymalny zakres przelotowy. Tak więc znalezienie optymalnej prędkości prze-



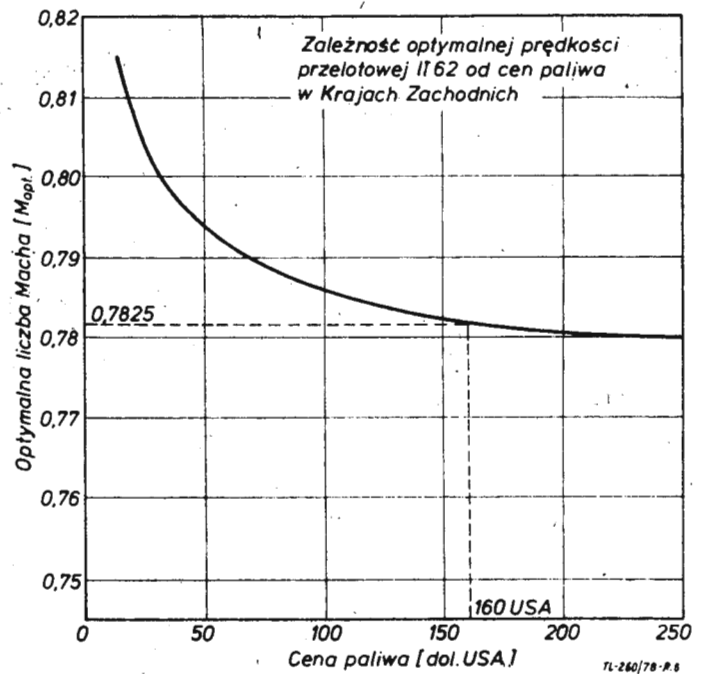
Rys. 3. Zależność kosztów pasażerokilometra oferowanego w funkcji zasięgu samolotów Il-62 i Il-62M



Rys. 4. Przyrost kosztów bezpośrednich zmiennych samolotu Il-62



Rys. 5. Zależność optymalnych wielkości prędkości przelotowej samolotu Il-62 od zadanych wielkości cen paliwa wynoszących 40, 80, 160, 200 dol. w funkcji przyrostów kosztów bezpośrednich zmiennych



Rys. 6. Zależność optymalnej prędkości przelotowej samolotu Il-62 wyrażonej liczbą Macha w funkcji cen paliwa wyrażonych w dolarach amerykańskich

lotowej w zależności od ceny paliwa przedstawia zasadniczą kwestię przy określeniu najbardziej korzystnych relacji składowych bezpośrednich kosztów eksploatacji.

Na rys. 4 przedstawiono przebieg przyrostów kosztów bezpośrednich zmiennych samolotu Il-62, a na rys. 5 zależność optymalnych wielkości prędkości przelotowej samolotu Il-62 od zadanych wielkości cen paliwa wynoszących 40, 80, 160, 200 dol. w funkcji przyrostów kosztów bezpośrednich zmiennych. Rys. 6 przedstawia zależność optymalnej prędkości przelotowej samolotu Il-62, wyrażonej liczbą Macha, w funkcji cen paliwa wyrażonych w dolarach amerykańskich.

Taka zależność pozwala na elastyczny wybór prędkości lotu, w celu uzyskania minimalnych bezpośrednich kosztów eksploatacji samolotu Il-62. Jak wiadomo, samolot Il-62M w porównaniu do swego poprzednika, charakteryzuje się (zmniejszonym o ok. 10%) godzinowym zużyciem paliwa oraz nieco większą stawką funduszu remontowego, wynikającą z zastosowania nowego zespołu napędowego, który wymaga zabezpieczenia w dodatkowe silniki zapasowe i części zamienne. W związku z tym optymalne wiel-

kości prędkości przelotowej będą nieco większe od analogicznych wartości samolotu Il-62. Przy założeniu, że przyrosty kosztów funduszu remontowego samolotu Il-62M będą wyższe od przyrostów analogicznych kosztów samolotu Il-62 o 10%, wielkości optymalnych prędkości przelotowych samolotu Il-62 będą większe (średnio ok. $M=0,002$). W związku z tym można przyjąć, że wykres zależności prędkości przelotowej w funkcji cen paliwa samolotu Il-62 pozwoli również określić optymalne wartości tych prędkości dla samolotu Il-62M.

Uwzględniając fakt, że wielkość $M=0,002$ jest bliska błędowi machomierza, można w przybliżeniu przyjąć, że zależność przelotowej liczby Macha od cen paliwa ma analogiczny przebieg dla obu samolotów i dla ułatwienia można wykorzystać jeden wykres (rys. 6).

LITERATURA

1. Instrukcja użytkownika w locie samolotu Il-62.
2. Instrukcja użytkownika w locie samolotu Il-62M.
3. A. K. MARTYNOW: Eksperymentalna aerodynamika.
4. M. N. SZULZENKO: Konstrukcja samolotów.
5. Materiały firmy Douglas. Energy becoming greater proportion of airplane — related operating cost.

WCT/689/K/79

W NASTĘPNYM NUMERZE

Numer następny Techniki Lotniczej i Astronautycznej będzie wydany w nieco zwiększonej objętości (48 kolumn) i w dwujęzycznej wersji polsko-angielskiej.

W art. wstępnym pt. *Siedem atutów polskiego przemysłu lotniczego PZL A. Glass* omawia szeroki wachlarz produkcyjny PZL. Siedem liter w nazwie PEZETEL — pisze autor — symbolizuje siedem specjalności przemysłu lotniczego PZL.

K. Dąbrowski w publikacji *Polski przemysł lotniczy PZL w 1979 r.* omawia w aspekcie historycznym, rolę i zadania przemysłu lotniczego oraz stan na dzień dzisiejszy zakładów wchodzących w skład Zjednoczenia Przemysłu Lotniczego i Silnikowego PZL.

A. Glass w art. *Produkcja szybowców w Polsce* opisuje 50-letnie, dzieje przemysłu

szybowcowego w Polsce, dorobek w dziedzinie konstrukcji szybowców oraz miejsce w świecie polskiego przemysłu szybowcowego. Ten ciekawy materiał, bogato ilustrowany zainteresuje z pewnością entuzjastów szybownictwa w Polsce i na świecie.

Porównanie własności przelotowych szybowca Jantar Standard z trzema odpowiednikami produkcji RFN: ASW-19, LS-1f, Standard Cirrus w oparciu o metodę średniej prędkości przeskokowej klasycznego modelu przelotu szybowcowego oraz jakościowe odniesienie otrzymanych wyników do dynamicznego modelu przelotu — opisuje S. Zientek.

Niektóre ciekawe rozwiązania konstrukcyjne szybowców SZD w 30-letniej działalności PDPS PZL Bielsko omawiają T. Łabuć i R. Zatwarnicki.

W KARTOTECE TLiA opisano:

- PZL M-20 Mewa
- PZL-110 Kolibra
- PZL-106A Kruka
- PZL-M-18 Dromadera
- PZL-104 Wilgę 35
- SZD-45A Ogara
- SZD-50-2 Puchacza
- SZD-42-2 Jantara 2B
- SZD-48 Jantara Standard 2
- SZD-30C Pirata.

Pewnym nowum w TLiA jest pokazanie sylwetek ludzi zasłużonych dla lotnictwa. I tak w zeszycie 5/79 podano życiorysy (podajemy w kolejności alfabetycznej) A. Kurbieła, T. Łabuć, A. Meusa, W. Okarmusa i W. Stafteja.

W SŁOWNIKU TLiA podano w języku polskim i angielskim napisy i tabliczki zewnętrzne stosowane na samolotach.

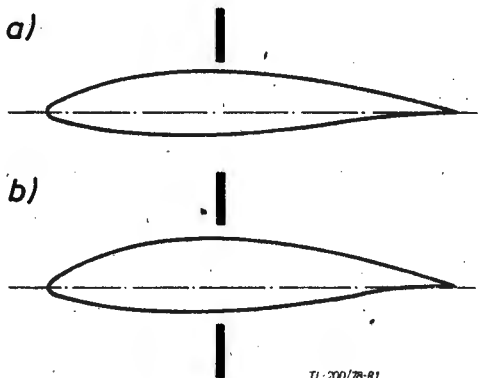
Wpływ górnopłytkowego hamulca aerodynamicznego na obciążenia skrzydła szybowca

Mgr inż. WIESŁAW STAFIEJ
PZL Bielsko

Zastosowanie hamulca aerodynamicznego na górnej powierzchni skrzydła w istotny sposób zmienia rozkład ciśnień na skrzydle. W rezultacie zmieniają się bardzo znacznie momenty gnące w niektórych przekrojach, co musi być uwzględnione w obliczeniach wytrzymałościowych całego skrzydła.

Stałe dążenie do polepszenia osiągnięć szybowców prowadzi do stosowania nowych koncepcji konstrukcyjnych pozwalających na zmniejszenie oporu. Zawodnicy bardzo często uszczelniają wszelkie otwory czy szczeliny na zewnętrznych powierzchniach szybowca, aby zapobiec zakłóceniom opływu, szczególnie na skrzydle. Wszelkie nieciągłości linii konturowej profilu prowadzą do powstawania dodatkowego oporu i obniżenia osiągnięć.

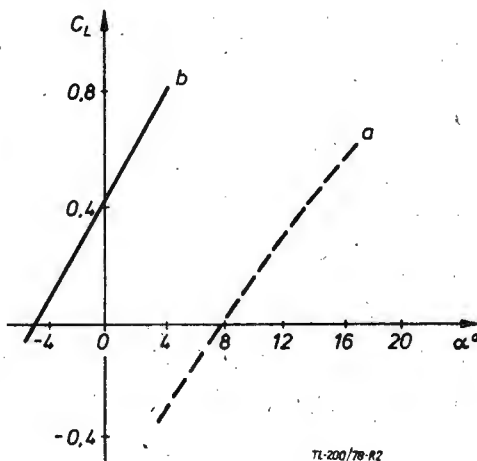
Szczeliny na części hamulca są wyraźnym źródłem zaburzenia opływu. W przypadku hamulca konwencjonalnego płyty wysuwane są na górnej i dolnej powierzchni skrzydła, co deforma opływ z obu stron profilu. Dla usunięcia tej niedogodności powstała koncepcja zastosowania tylko górnej płyty (rys. 1), co dało następujące efekty:



TL-200/78-R1

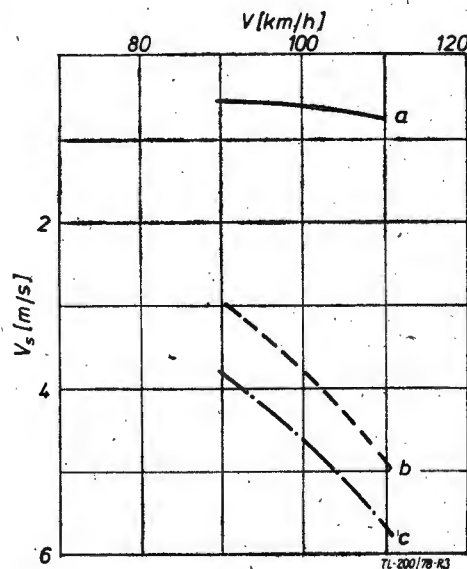
Rys. 1

- powierzchnia skrzydła jest naruszona tylko na górnej stronie,
- spadek skuteczności hamulca jest niewielki w porównaniu z układem konwencjonalnym,
- produkcja uległa uproszczeniu.



TL-200/78-R2

Rys. 2



TL-200/78-R3

Rys. 3

Aerodynamika układu

Charakterystykę tunelową profilu FX 67 K 170 dla różnych położenia płyty górnej względem cięciwy sporządzono w Uniwersytecie w Stutgardzie (rys. 2). Dla celów porównawczych pokazano fragment linii wykresu współczynnika siły nośnej w funkcji kąta natarcia. Krzywa a dotyczy konfiguracji z wysuniętym hamulcem górnopłytkowym, zaś krzywa b konfiguracji gładkiej. Charakterystyka dotyczy hamulca leżącego w 60% cięciwy, mającego wysokość płyty 11,4%, przy szczelinie między płytą a powierzchnią skrzydła wynoszącą 3,6% cięciwy.

Przez wprowadzenie wysuniętego hamulca górnopłytkowego uzyskano:

- zmianę pochylenia charakterystyki,
- zmianę zerowego kąta natarcia.

Oczywiście efektywność hamulca górnopłytkowego w porównaniu z dwupłytkowym jest mniejsza. Dla określenia tego spadku dokonano serii prób w locie na szybowcu SZD-42 Janitar 2. Dolną płytę hamulca usunię-



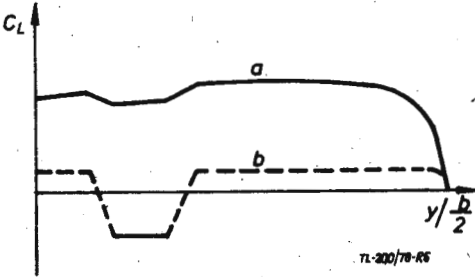
Rys. 4



Rys. 5

to i uszczelniono pozostałą po niej szczelinę. Wyniki pomiarów w zakresie prędkości 90÷110 km/h naniesiono na wykres biegunowej prędkości (rys. 3). Krzywa *a* dotyczy konfiguracji gładkiej, krzywa *b* konfiguracji z hamulcem górnopłytowym, a krzywa *c* jest wynikiem pomiaru w przypadku hamulca dwupłytowego. Jakkolwiek krzywa *b* daje niższą efektywność hamulca niż krzywa *c*, to jednak efektywność układu górnopłytowego jest wystarczająca dla zapewnienia dogodnego podejścia do lądowania (w przypadku szybowca Jantar 2).

Ugięcia płata zaobserwowane podczas próby były umiarkowane w za-



Rys. 6

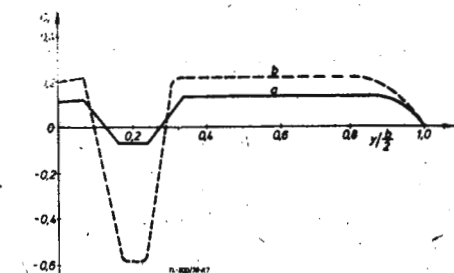
kresie prędkości lotu 150 km/h, lecz wzrastały do nadzwyczaj dużych przy 250 km/h. Próby prowadzono w asyście samolotu holującego, na pokładzie którego obserwator wykonywał zapis obrazu na taśmie telerekordingowej. Obraz odtwarzano na ziemi przy użyciu ekranu monitora telewizyjnego (rys. 4 dla prędkości 150 km/h i rys. 5 dla 250 km/h).

Bardzo duże ugięcia skrzydła zarejestrowane przy prędkości 250 km/h wymagają bliższej analizy teoretycznej.

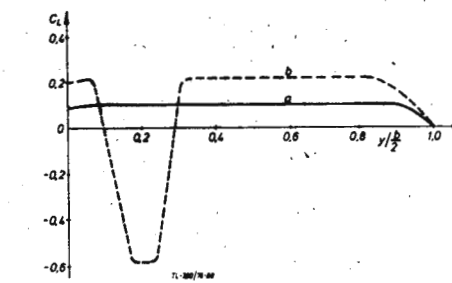
Rozkład wyporu wzdłuż rozpiętości

Rozkład współczynnika wyporu wzdłuż rozpiętości płata składa się z:
 — rozkładu normalnego, będącego funkcją kąta natarcia,
 — rozkładu zerowego, niezależnego od kąta natarcia.

Wykres tych rozkładów pokazano na rys. 6. Krzywa *a* dotyczy rozkładu normalnego, krzywa *b* zerowego. Obie linie mają niekękę na partii hamulca aerodynamicznego. Wpływ rozkładu zerowego na rozkład wypadkowy wzrasta, gdy kąt natarcia maleje (duża prędkość lotu). Na rys. 7 pokazano rozkład wyporu dla Jantara 2 (w locie bez balastu wodnego) przy wypadkowym współczynniku siły nośnej



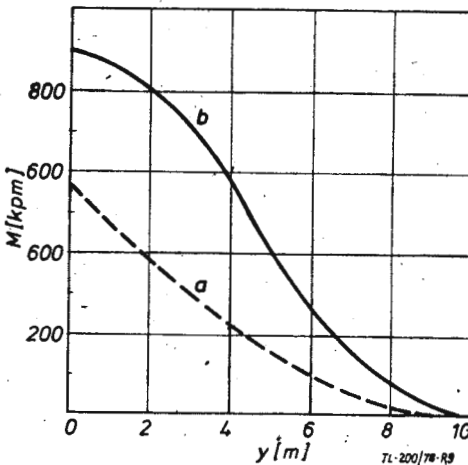
Rys. 7



Rys. 8

$C_z=0,105$ i współczynnika obciążenia $n=1,0$ (ustalony lot prosty), co odpowiada prędkości lotu 250 km/h. Krzywa *a* dotyczy rozkładu normalnego, *b* rozkładu zerowego. Dla celów analizy porównano wypadkowy współczynnik wyporu (normalny + zerowy) wzdłuż rozpiętości skrzydła dla konfiguracji gładkiej (krzywa *a*) oraz z wysuniętym hamulcem górnopłytowym (krzywa *b*). Porównanie to (rys. 8) pozwala na dokonanie następujących obserwacji:

- dla konfiguracji gładkiej rozkład wyporu wzdłuż rozpiętości jest prawie równomierny,
- dla konfiguracji z wysuniętym hamulcem górnopłytowym rozkład ten ma znaczną niekękę sięgającą ujemnych wartości współczynnika siły nośnej,
- na partii zewnętrznej skrzydła (okolica lotki) współczynnik wyporu w konfiguracji z hamulcem osiąga wyższe wartości niż dla konfiguracji gładkiej,



Rys. 9

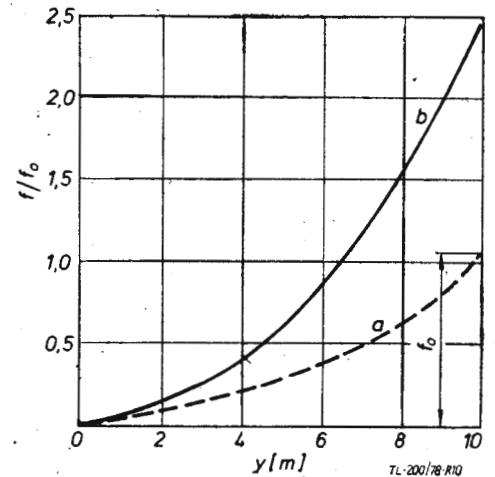
- całkowita wartość siły nośnej dla obu konfiguracji musi być taka sama,
- konfiguracja z wysuniętym hamulcem wprowadza modyfikację rozkładu współczynnika wyporu, w porównaniu z konfiguracją gładką i w konsekwencji prowadzi do zmiany momentów gnących i sił poprzecznych na skrzydle.

Obciążenie skrzydła

W konsekwencji zmian w rozkładzie wyporu spowodowanych wysunięciem hamulca ulegają zmianie obciążenia skrzydła. Na rys. 9 pokazano moment gnący skrzydła szybowca Jantar 2

wyznaczony dla stanu lotu z prędkością 250 km/h i przy współczynniku obciążenia $n=1,0$ dla konfiguracji gładkiej (krzywa *a*) i z wysuniętym hamulcem górnopłytowym (krzywa *b*). Łatwo zauważyć, iż w niektórych partiach rozpiętości moment gnący przy hamulcu wysuniętym przewyższa moment gnący w konfiguracji gładkiej niemal dwukrotnie.

Dla obu konfiguracji obliczono strzałki ugięcia i porównano. Wynik tego porównania przedstawiono na rys. 10, jako funkcję $f/f_0=F(y)$ gdzie: *f* — strzałka ugięcia w konfiguracji z wysuniętym hamulcem; *f*₀ — strzałka ugięcia w konfiguracji gładkiej.



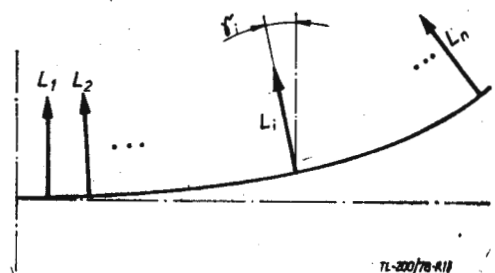
Rys. 10

Konsekwencje wytrzymałościowe

Zgodnie z przepisami budowy OSTIV należy wyznaczyć obciążenia skrzydła w konfiguracji z hamulcem aerodynamicznym wysuniętym dla prędkości maksymalnej (dla Jantara, 2 równej 250 km/h) i współczynników obciążenia *n* równych od 0 do 3,5. Konfrontacja z rys. 9 nasuwa wniosek, iż przypadek lotu z hamulcem aerodynamicznym wysuniętym może okazać się krytyczny dla wytrzymałości skrzydła.

Sądzi się, iż punktem krytycznym wytrzymałości skrzydła jest zazwyczaj okolica okuć głównych, natomiast partie lotkowe skrzydeł są raczej przewymiarowane, chociażby z uwagi na względy sztywnościowe. Hamulec górnopłytowy może doprowadzić do zmiany tego poglądu i krytycznym punktem konstrukcji może okazać się przekrój leżący na partii lotkowej skrzydła.

Ponadto wysokie ugięcie skrzydła obniża wypadkową siłę nośną płata (rys. 11). Dla skrzydła nieodkształconego całkowita siła nośna wynosi:



Rys. 11



Rys. 12

$$P_z = \sum_{i=1}^n L_i$$

natomiast dla skrzydła odkształconego:

$$P_z = \sum_{i=1}^n L_i \cdot \cos \gamma_i$$

Dla spełnienia warunku równowagi sił w kierunku pionowym siła nośna musi równoważyć ciężar szybowca (pomijając dla uproszczenia rozważań wpływ usterzenia wysokości i kadłuba). Zatem lokalne wartości siły nośnej L_i na skrzydle odkształconym muszą być wyższe niż na sztywnym, zależnie od lokalnej wartości $\cos \gamma_i$. Przeprowadzając więc analizę wytrzymałościową skrzydła wyposażonego w górnopłytowy hamulec aerodynamiczny należy rozważyć:

- zmianę rozkładu współczynnika siły nośnej wzdłuż rozpiętości skrzydła,
- zmodyfikowane lokalne wartości siły nośnej jako konsekwencji ugięcia skrzydła.

Technika pomiaru w locie

Obliczenia momentów gnących skrzydła i towarzyszących im ugięć oparte na modelu teoretycznym zawsze są obarczone pewnymi uproszczeniami niezbędnymi dla języka matematycznego. Dla stwierdzenia jak dalece przyjęte modele odpowiadają rzeczywistości należy dokonać pomiarów w locie. Najlepszą metodą jest rejestracja obrazu szybowca odkształconego dokonana kamerą telewizyjną umieszczoną w samolocie lecącym obok szybowca.

Największe ugięcia skrzydła pojawia się w locie ustalonym z prędkością 250 km/h. Samolot towarzyszący szybowcowi leci wolniej, przy zachowaniu równoległego toru lotu, dlatego zapis telemagnetyczny daje obraz szybowca wyprzedzającego samolot (widać to na rys. 12, 13, 14 i 15).

Sposób zgrubnego pomiaru strzałki ugięcia pokazano na rys. 16. Punkty



Rys. 14

natarcia na cięciwach końcówek skrzydła połączono linią A-C. Punkt środkowy tej linii B połączono z punktem natarcia płata w płaszczyźnie symetrii szybowca D i przedłużono tę linię do spodu kadłuba G. Odcinek E-G (wysokość kadłuba w przekroju krańcowym natarcia skrzydła w płaszczyźnie symetrii szybowca) może być zmierzony na ziemi. Ugięcie końcówki skrzydła (odcinek B-D) można wyrazić jako funkcję odcinka E-G w postaci:

$$L_{B-D} = k \cdot L_{E-G}$$

gdzie: k jest współczynnikiem określonym z fotografii.

Całkowite ugięcie skrzydła przedstawiono w dwóch postaciach (rys. 17):

- odkształcenie mierzone w stosunku do skrzydła nieobciążonego, biorąc pod uwagę kąt wzniosu:

$$h_1 = L_{B-D} - h_0$$

gdzie: $h_0 = b/2 \cdot \text{tg } \varphi$, φ = kąt wzniosu skrzydła;

- odkształcenie mierzone w stosunku do odkształcenia skrzydła w konfiguracji gładkiej (h_{smooth}) i konfiguracji z wysuniętym hamulcem (L_{B-D}):

$$h_2 = L_{B-D} - h_{smooth}$$

Należy tutaj zwrócić uwagę, że dla konfiguracji gładkiej końcówka skrzydła może mieć ugięcie ujemne (do dołu) z uwagi na znaczne odkształcenie skrętne zmieniające kąt natarcia końcówki na ujemny.

Wartości liczbowe ugięć końcówki skrzydła Jantara 2 wyznaczone z fotografii w obu przypadkach wynoszą: $h_1 = 1,9$ m oraz $h_2 = 2,2$ m.

Wnioski

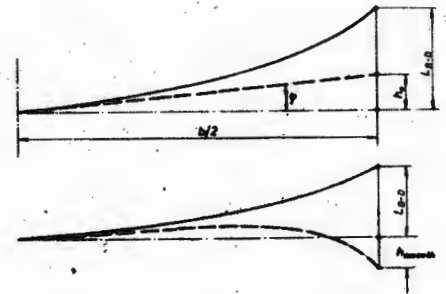
Hamulec górnopłytowy jest atrakcyjnym rozwiązaniem konstrukcyjnym z uwagi na:

- niewielki spadek efektywności



Rys. 16

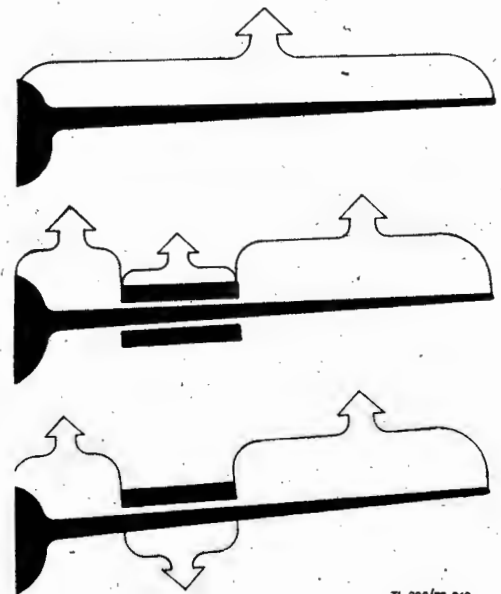
urządzenia w porównaniu z konwencjonalnym układem dwupłytowym, — zmniejszenie zaburzeń opływu



Rys. 17

wywołanych szczeliną na dolnej powierzchni skrzydła, — uproszczenie produkcji szybowców.

Jednakże z drugiej strony hamulec górnopłytowy wprowadza zmiany w



Rys. 18

rozkładzie wyporu wzdłuż rozpiętości wpływające niekorzystnie na wielkość obciążenia płata. Wpływ hamulca górnopłytowego na wypór płata w porównaniu z układem gładkim i hamulcem konwencjonalnym dwupłytowym przedstawiono na rys. 18.

Decyzja co do zastosowania hamulca górnopłytowego musi być poprzedzona dokładną analizą obliczeniową, dla uzyskania pewności czy zysk aerodynamiczny jest opłacalny w konfrontacji z ewentualną komplikacją natury wytrzymałościowej.



Rys. 13



Rys. 15

Polska wersja rolnicza samolotu Li-2

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

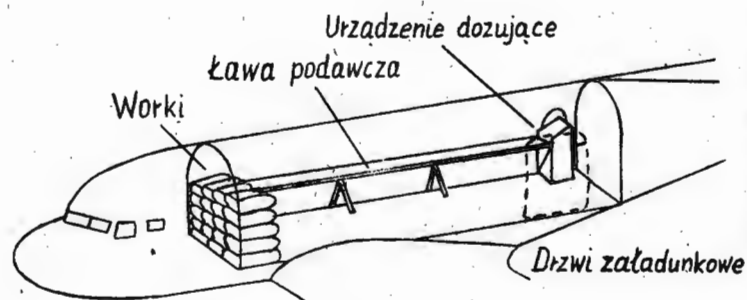
W latach 1948-1955 samoloty Li-2 były używane w Polsce do zwalczania szkodników lasów. Pierwsze urządzenia opylające wykonano w 1948 r. w Centralnym Studium Samolotów. Drugi typ urządzeń powstał w 1951 r. w biurze konstrukcyjnym i warsztatach Polskich Linii Lotniczych LOT. Opisano te urządzenia i ich działanie. Li-2 był pierwszym samolotem rolniczym po II wojnie światowej w Polsce. Użycie go uratowało duże obszary leśne w naszym kraju.

Rozwinięcie się po II wojnie światowej plagi szkodników leśnych (osnuł gwiazdzistej i mniszki brudnicy) w Polsce wymagało podjęcia szybkiej walki. Na Śląsku w 1947 r. osnuja opanowała 23 tys. ha, rok później już 35 tys. ha. Zwrócono się o pomoc do lotnictwa. Ze względu na potrzebę rozpylenia dużej ilości środków owadobójczych nad znacznymi obszarami leśnymi, wybrano samolot Li-2 o udźwigu 2500 kg, stosowany do przewozów pasażerskich przez Polskie Linie Lotnicze LOT. W tym czasie LOT miał 20 pasażerskich Li-2P (radziecka wersja licencyjna samolotu Douglas DC-3) i 10 transportowych Li-2T.

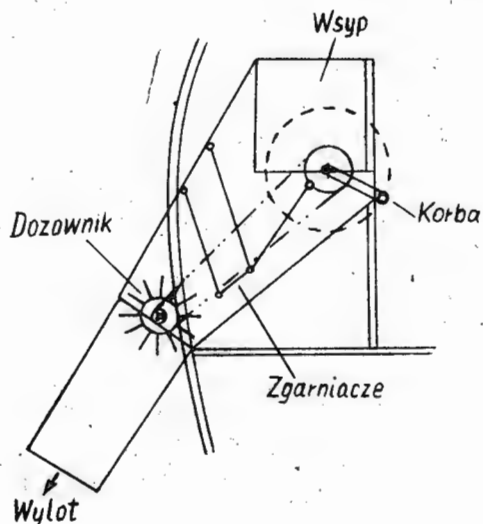
Na początku 1948 r., na zamówienie Kierownictwa Akcji Opylania Lasów Ministerstwa Leśnictwa (w osobach prof. M. Nunberga i mgr inż. M. Múszki) w Centralnym Studium Samolotów PZL na Okęciu, pod kierunkiem inż. Zbigniewa Jakubowskiego, zostało opracowane urządzenie rozpylające proszki, przeznaczone do samolotu Li-2. Zgodnie z umową między Ministerstwem Leśnictwa a PLL LOT, nie wolno było naruszyć konstrukcji samolotu czyli nie było możliwe wycięcie otworów ani w górze, ani w dole kadłuba. To zmusiło do przyjęcia koncepcji dość prymitywnego urządzenia, łatwego do zainstalowania i demontażu. Urządzenie musiało być zakładane na samoloty tylko na okres opylania, tzn. na maj i czerwiec.

Najpierw wykonano prototyp urządzenia, który przebadano wiosną 1948 r. na stoisku naziemnym, a po jego pozytywnej ocenie wykonano 8 kompletów urządzenia na samolotach.

Urządzenie to mogło być zastosowane tylko na samolotach wersji Li-2T, mającej osobne drzwi towarowe na lewej burcie. Samolot zabierał 2000 kg środków chemicznych w 80 workach po 25 kg. Worki były ładowane przez drzwi towarowe i ze względu na zachowanie właściwego położenia środka ciężkości samolotu, składowane w przed-



Rys. 1. Schemat urządzenia opylającego CSS z 1948 r.



Rys. 2. Konstrukcja dozownika CSS



Rys. 3. Rura wylotowa aparatury CSS



niej części kabiny pasażerskiej. W otworze drzwiowym dla pasażerów, znajdującym się w prawej burcie z tyłu, zamocowane było za pomocą uchwytów, obejmujących ramę drzwiową, urządzenie rozpylające proszki. Składało się ono z drewnianego ręcznego młynka (zwanego zasobnikiem i dozownikiem (dozownik miał postać bębna z 12 łopatkami) oraz blaszanej rury wylotowej (z blachy duralowej) ściętej dodatkowo od tyłu, wychodzącej przez drzwi i wysuniętej o 800 mm w dół, w celu oddalenia strumienia proszków od kadłuba i usterzenia. Mechanizm urządzenia był napędzany korbą i przekładnią z łańcuchem rowerowym. Poruszał on dozownik i dwa zgarniacze, które wykonując ruchy wahadłowe, popychały dolną, najłatwiej zatrzymującą się warstwę proszku do wylotu. Transport worków wzdłuż kadłuba do młynka odbywał się po stole, nazwanym ławą podajnikową. Dla zmniejszenia rozpylania się proszków w kabine podczas wysypywania z worków do dozownika — zastosowano kurtyny z pasów brezentu, a później blaszane drzwiczki, dociskane sprężynami. Urządzenie obsługiwały minimum trzy osoby, czasem pięć. Jedna lub dwie transportowały worki. Jedna lub dwie wysypywały worki a jedna kręciła korbą. Obsługa pracowała w maskach przeciwgazowych (lub z tamponami na ustach i w nosie) i w ubiorach ochronnych. W kabine znajdowały się lampki sygnalizacyjne dla obsługi, włączane przez pilota: światło niebieskie oznaczało „sypać (kręcić korbką)”, czerwone — „stop”.

Wiosną 1948 r. urządzenia opylające zostały zamontowane na 8 samolotach Li-2T (bez tapicerki ścian kabiny, z blaszanymi ławkami składanymi pod ścianami) o znakach: SP-LBA, -LBB, -LBC, -LBD, -LBE, -LBG, LBH i -LBI. Do opylania stosowano arsenian wapnia (20% arsenianu, reszta talku), arsepol i DDT, które dość łatwo się zbijały, co podyktowało wyżej opisaną konstrukcję urządzenia. Urządzenie dawało średnią dawkę 25 kg/h. W trakcie użytkowania na końcu rury wylotowej, na wniosek radzieckiego konsultanta, zamontowano dysze zbliżone do dysz Venturiego, ukierunkowujące smugę rozpylanego proszku. Próbowano również zastosować napęd nożny młynka. Samoloty Li-2 zostały u nas po raz pierwszy użyte do opylania lasów Zagłębia Dąbrowskiego w maju i w czerwcu 1948 r. Samoloty startowały z lotniska w Częstochowie. Jeden z samolotów SP-LBC 25.05.1948 r. w wyniku zahaczenia o drzewa został rozbity koło wsi Popowice, lecz za-



Rys. 5. Załadunek środków chemicznych przez drzwi towarowe



Rys. 6. Samolot Li-2T podczas opylania

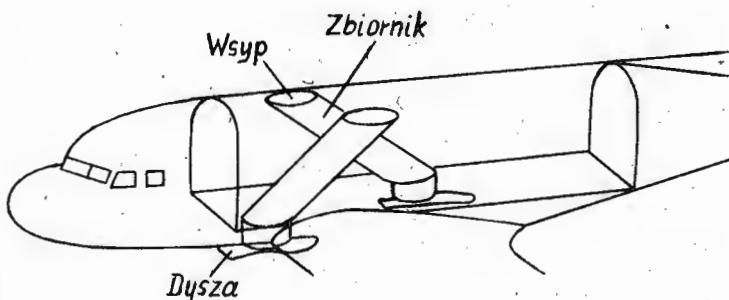
◀ Rys. 4. Obsługa aparatury CSS

łoga i obsługa urządzeń opylających nie odniosły obrażeń. Urządzenia wyżej opisane były stosowane do lat 1951÷1952, gdy zostały zastąpione przez inne. Samoloty wykorzystywano do opylania w maju i czerwcu każdego roku, gdy jest najwłaściwsza pora do zwalczania szkodników. Na pozostałe miesiące demontowano urządzenia opylające. Przekazanie samolotów do lotów pasażerskich wymagało bardzo gruntownego mycia, po którym i tak pozostawał zapach środków chemicznych.

W 1948 r. Ministerstwo Leśnictwa ogłosiło konkurs na projekt urządzenia opylającego dla samolotu Li-2, lepszego od już stosowanego. Aparatura ta miała być jednak, jak poprzednia, montowana i demontowana bez przerabiania samolotu. Obsługa jej miała być już częściowo zmechanizowana. Pierwszą nagrodę otrzymał inż. Zbigniew Jakubowski za projekt urządzenia z przenośnikiem taśmowym, zaopatrzone w łopatki zgarniające proszek z pojemnika, a zarazem dawkujące proszek, dzięki swej wysokości, stałemu ich rozstawowi i stałej prędkości taśmy. Napęd, zamiast ręcznego, miał być silniczkami np. elektrycznym. Istniała obawa, że nawisanie proszku w zasobniku utrudni jego równomierne pobieranie a transport taśmowy nie obejdzie się bez rozsypywania proszku.

Drugi nagrodzony projekt — inż. Czesława Garusiewicza, miał dozownik ślimakowy, obracający się w pionowym zasobniku. Żaden z tych projektów nie został zrealizowany.

W okresie marzec — maj 1951 r. inż. Zygmunt Toczek w PLL LOT zaprojektował zmechanizowane urządzenie opylające do samolotu Li-2. Składało się ono z dwóch niezależnych, blaszanych, rurowych (o średnicy 1 m) zbiorników chemicznych o pojemności po 1500 kg, umieszczonych skośnie w kadłubie. Skośne ustawienie zbiorników zostało podyktowane koniecznością omięcia konstrukcji skrzy-



Rys. 7. Schemat urządzenia opylającego PLL LOT z 1951 r.

dla przechodzącej przez kadłub, a równocześnie pozwalało na zwiększenie pojemności zbiorników. Aby opróżnianie zbiorników nie zmieniło położenia środka ciężkości samolotu — jeden zbiornik miał wsyp bliżej tyłu a dyszę wylotową przed skrzydłem, zaś drugi — wsyp bliżej przodu, a dyszę wylotową za skrzydłem. Zbiorniki były mocowane do góry i dołu kadłuba. Otwory wyspowe, wycięte w dachu kabiny pasażerskiej, zamykały ręcznie odsuwane zasuwki. Otwory wyspowe wycięte były w dole kadłuba między wręgami, z przecięciem jednej podłużnicy. Dysze wylotowe miały kształt górnej połowy dyszy Venturiego i były niesymetryczne dla odrzucania proszków w bok kadłuba. Każdy zbiornik wraz z dyszą zajmował jedną połowę kadłuba, zaś między zbiornikami było przejście do kabiny załogi. Dno zbiornika było wyposażone w zasuwę urucha-

mianą hydraulicznie przez pilota. Załadunek zbiorników odbywał się ze specjalnie skonstruowanych pomostów dosuwanych do samolotu, a później za pomocą dźwigu. Ładunek chemiczny zabierany przez samolot wynosił 2000—



Rys. 8. Załadunek środków chemicznych z pomostu



Rys. 9. Załadunek za pomocą dźwigu

—2450 kg, średnia dawka — 20 kg/ha, średnia powierzchnia obsłużona — 105 ha/h. W czerwcu 1951 r. wypróbowano urządzenie na pierwszych dwóch egzemplarzach tak przerobionych Li-2. W latach 1951÷1952 Warsztaty LOT-u wy-



Rys. 10. Li-2 z aparaturą PLL LOT podczas opylania

konały 8 kompletów tej aparatury, montując ją na samolotach SP-LAA, -LAD, -LAM, -LBB, -LBD, -LBG, -LBI. Były one używane do opylania lasów w maju i w czerwcu w latach 1951÷1954, a ostatnie dwa do 1955 r. włącznie. Po zdemontowaniu urządzeń rolniczych samolotom przywrócono wyposażenie wersji pasażerskiej. Średnio każdy rolniczy Li-2 wykonywał w PLL LOT po około 50 h lotów na opylanie rocznie. W 1955 r. LOT zaprzestał akcji opylania, gdyż przejęły ją aerokluby.

Użycie do opylania tak dużego samolotu jak Li-2 (masa całkowita samolotu 11 500 kg) wymagało odpowiednio dużych lotnisk z bazą obsługi naziemnej i osłoną radiową oraz dużych ilości paliwa i oleju. Stosowanie samolotu Li-2 było opłacalne w przypadku dużych kompleksów leśnych, położonych niezbyt daleko od lotnisk. W 1948 r. był to jedyny u nas samolot o dużym ładunku, który mógł być użyty do tego celu. Zastosowanie samolotów Li-2 do walki ze szkodnikami lasów uratowało duże obszary leśne w naszym kraju.

LITERATURA

1. M. MUSZKA: Lotnictwo w gospodarce leśnej. *Technika Lotnicza* 1954 nr 2, s. 33÷38.
2. Relacje ustne inż. Z. Jakubowskiego, inż. H. Sikorskiego i inż. Z. Toczka.

Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK

Komunikaty ZODOK

Zespół Ośrodków Doskonalenia Kadr SIMP — ZODOK 01-824 Warszawa, ul. Przybyszewskiego 80/82 podjął się rozpowszechniania informacji na temat organizowanych imprez naukowo-technicznych.

Rozsyłane są więc m.in. do zarządów sekcji SIMP następujące komunikaty:

- symbol A: informacje o imprezie mającej się odbyć,
- symbol B: informacje o zorganizowanej imprezie,
- informacje o posiadanych referatach odczytowych.

Informacja z symbolem A zawiera dane dotyczące: rodzaju imprezy, jej celu, terminu i miejsca oraz organizatora i kosztu uczestnictwa, w uzupełnieniu podaje się wykaz materiałów przewidzianych do opublikowania.

Informacja z symbolem B zawiera podobne pozycje jak poprzednia, ponadto podaje się datę odbycia imprezy, liczbę uczestników, podstawowe wnioski i wykaz opublikowanych referatów.

Informacje interesujące członków Sekcji Lotniczej SIMP — w miarę ich otrzymania — będą zamieszczane w skrócie na łamach TLiA. Z oryginalnymi komunikatami ZODOK-u (w komplecie) można się zapoznać w biurze Zarządu Głównego SIMP (Warszawa, ul. Świętokrzyska 14A VI piętro, pok. 502, tel. 26-31-25) w godzinach 8,30—16.

Referaty mogą być wypożyczane zainteresowanym w biurze ZODOK-u (adres jw., tel. 34-30-24 lub 34-55-13) na

okres dwóch tygodni. Należy podać numer ewidencyjny referatu, nazwisko autora i tytuł referatu.

Program Sekcji Lotniczej SITK

Zarząd Sekcji Lotniczej SITK w swojej bieżącej kadencji zajmie się działalnością organizacyjną, wydawniczą, techniczną, szkoleniową (m.in. kursokonferencje w PLL LOT, usprawniające współpracę w kołach zakładowych), realizacją uchwał XXI Zjazdu Delegatów i VII Kongresu Techników Polskich), pracą związaną z publikacjami: w miesięczniku TLiA i wkładką do Terminarza Technika. Pod działalnością techniczną należy rozumieć organizację narad nt. sprzętu lotniczego, lotnisk, jubileuszu 50-lecia PLL LOT, współpracę w zakresie narad i konferencji z Sekcją Lotniczą SIMP oraz spotkania okrągłego stołu w sprawie integracji instytucji lotnictwa polskiego.

Nowe lotnicze ulice Warszawy

Zarząd Sekcji Lotniczej Zarządu Głównego SIMP otrzymał od Wydziału Urbanistyki i Architektury Urzędu Miasta Stołecznego Warszawy podziękowanie za propozycje nazw ulic w Warszawie. Poinformował równocześnie, że uchwałą Rady Narodowej stolicy nadano trzem ulicom Gołcawia nazwiska Stanisława Rogalskiego, Sylwestra Bartosika i Zbigniewa Burzyńskiego.

Trainings- und Kampfflugzeuge mit Düsenantrieb des laufenden Vierteljahrhunderts (VI)

Im weiteren Analysenverlauf des Entwicklungsproblems der II Generation von Trainings- und Kampfflugzeugen mit Düsenantrieb werden die Konzeption und Verwirklichung des Programms für die Flugzeuge BAe HS-1182-AJ Hawk, ihre charakteristischen Eigenschaften, Leistungen, Bewaffnung, Kampftaktik sowie die Prognose für ihre Exportmöglichkeit dargestellt.

STASZEK J.

Luft- und Raumfahrtindustrie der Vereinigten Staaten

In dem Beitrag werden die Flugzeugindustrie der USA behandelt. Weiterhin werden die Eigenart des amerikanischen Marktes sowie die nötigen Bedingungen dargestellt, die zur Erreichung von guten wirtschaftlichen Handelserfolgen zu erfüllen sind.

RZEMEK K.

Über einige technisch-wirtschaftliche Charakteristiken der Flugzeuge Il-82 und Il-62M und ihre optimalen Überflugbereiche

In dem Beitrag werden einige technisch-wirtschaftliche Charakteristiken der Flugzeuge Il-62 und Il-62M verglichen und ihre optimalen Bereiche angegeben.

STAFIEJ W.

Einfluss der aerodynamischen Oberflächenbremse auf die Beanspruchung des Flügels eines Segelflugzeuges

Die Anwendung der aerodynamischen Bremse an der Flügeloberfläche verändert grundsätzlich den Druckverlauf am Flügel. Dadurch ändern sich wesentlich die Biegemomente in einigen Querschnitten, was in den Festigkeitsberechnungen des ganzen Flügels berücksichtigt werden muss.

GLASS A.

Polnische Agrarversion des Flugzeug Li-2

In den Jahren 1948—1955 wurden die Flugzeuge Li-2 zur Bekämpfung von Waldschädlingen in Polen eingesetzt. Die ersten Streueinrichtungen wurden 1948 im Zentralen Flugzeugstudium ausgeführt. Der zweite Typ dieser Anlagen ist im Jahre 1951 im Konstruktionsbüro und in den Werkstätten der Polnischen Luftfahrtgesellschaft LOT entstanden. In dem Beitrag werden diese Anlagen und ihre Wirkungsweise beschrieben. Li-2 war das erste Agrarflugzeug in Polen nach dem zweiten Weltkrieg. Sein Einsatz trug wesentlich zur Rettung von grossen Waldgebieten in Polen bei.

Реактивные учебно-боевые самолеты текущего 25-летия

Представлен анализ развития II генерации реактивных тренировочно-боевых самолетов на примере программы развития самолета HS — 1182 Хоук. Дана характеристика этого самолета, его вооружение, методы боевого применения и шансы экспорта.

STASZEK J.

Авиационно-космическая промышленность в США.

Статья описывает авиационную промышленность в США. Дана характеристика рынка и условия, которые следует выполнить для достижения хороших результатов торговли.

RZEMEK K.

Некоторые технические характеристики самолета Ил-62 и Ил-62М и их оптимальные крейсерские режимы

В статье описаны характеристики самолетов Ил-62 и Ил-62М и определены наиболее выгодные режимы для крейсерского полета этих самолетов.

STAFIEJ W.

Влияние аэродинамического тормоза на верхней поверхности крыла на нагрузки крыла планера

Применение аэродинамического тормоза на верхней поверхности крыла существенным образом изменяет распределение давления на крыле.

В результате значительно изменяются моменты изгиба определенных сечений крыла, что должно учитываться в прочностных расчетах крыла.

GLASS A.

Польский сельскохозяйственный вариант самолета Ли-2

В 1948-55 годах самолеты Ли-2 применялись в Польше для борьбы с вредителями лесов. Первый вариант распылительной аппаратуры был разработан в 1948 г. организацией ЦСС, следующий — в 1951 г. в Польских Воздушных Линиях ЛЕТ. Описана аппаратура и ее работа.

Ли-2 являлся первым сельскохозяйственным самолетом, построенным после войны в Польше. Его применение спасло большую поверхность лесов в Польше.

PRENUMERATA

Пренумератę 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 |

Пренумератę ze zleceniem wysyłki за границę 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.

Пренумерата ze zleceniem wysyłki за границę 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 WCT NOT można nabywać w Dziale Handlowym przy ul. Mazowieckiej 12, 00-048 Warszawa, tel. 26 80 16

ARLAZOROW M.: *Aritiom Mikojan*. Wyd. Młodaja Gwardia, Moskwa 1978, s. 272, cena rb. 1.30 (26 zł)

Książka poświęcona jest życiu i działalności słynnego radzieckiego konstruktora lotniczego armeńskiego pochodzenia Aritioma Mikojana (1905÷1970), twórcy samolotów myśliwskich MiG-3. Przedstawione zostały dzieje rozwoju poszczególnych samolotów Mikojana i problemy techniczne, które podczas ich rozwoju zostały rozwiązane.

Szczególnie interesujące są dzieje rozwoju poszczególnych rodzin samolotów i konstrukcji doświadczalnych: rodziny A będącej rozwinięciem MiGa-3 (I-220, I-221, I-222, I-224, I-225), samolotu I-250 z napędem tłokowo-odrzutowym, samolotu raketowego Z (I-270), rodziny F, w której I-300 był prototypem MiGa-9 (oblot 24.4.1946), rodziny S, czyli MiG-15, którego prototyp S-01 (I-310) był oblatany 30.12.1947 r., samolotu doświadczalnego R (I-320 z 1948 r.), rodziny SI, w której pierwszy SI był prototypem MiG-17 (1949 r.), MiG-17 PF odmianą przechwytyjącą z 1953 r., SI-10 odmianą doświadczalną MiGa-17 z pływającym usterzeniem (oblot 27.11.1953 r.), a SM-1 odmianą dwusilnikową (1951 r.). Doświadczalny samolot M (I-350) wykonał tylko 5 lotów (oblot 16.5.1951 r.), SM-2 (I-360) był prototypem MiGa-19 (oblot 27.5.1952 r.), SM-9 to seryjny MiG-19 (oblot 5.11.1954 r.), SM-30 to odmiana MiGa-19 startująca z przekoźnej wyrzutni przeznaczona do zwalczania samolotów szpiegowskich U-2 (1956 r.). Rodzinę Je zapoczątkował Je-2 o skośnych skrzydłach (oblot 14.2.1954 r.). Je-4 to prototyp MiGa-21 o płacie delta (oblot 16.6.1956 r.), a dalsze jego odmiany doświadczalne i rozwojowe to Je-5, Je-50 z napędem turbodrzutowym i raketowym oraz Je-2A, wszystkie trzy z 1956 r., Je-6, którego próby ukończono w 1960 r. oraz samoloty nowej generacji: Je-150, myśliwiec z automatycznym naprowadzaniem na cel (1958 r.) i samoloty rekordowe Je-166 (1961 r.) oraz Je-266 (1967 r.).

Od 30 lat samoloty myśliwskie Mikojana stanowią podstawę wyposażenia lotnictwa myśliwskiego Związku Radzieckiego i krajów socjalistycznych — zajmując poczesne miejsce wśród najlepszych konstrukcji lotniczych świata. Książka poświęcona tym samolotom i ich konstruktorowi wzbudzi zainteresowanie wielu ludzi lotnictwa.

A.G.

BIELAKOW T. I., BORISOW Ju. D.: *Technologiczskie problemy projektowania letatelnich aparatow*. Moskwa, Maszynostrojenije 1978, s. 240, tabl. 10, il. 42, bibliogr. poz. 63, cena 2 r. 50 kop.

Książka jest monografią poświęconą rozwiązywaniu technologicznych problemów projektowania statków latających (samolotów, raket). Autorzy przedstawiają, jako rezultaty wieloletnich poszukiwań w tej dziedzinie, główne możliwości rozwiązywania zadań technologicznych na wczesnych etapach projektowania, od czego w dużej

mierze zależy efektywność statków latających. Opisują możliwości wyboru najlepszych rozwiązań technologiczno-konstrukcyjnych (np. przy projektowaniu kadłuba) za pomocą metod matematycznych na EMC. W części zamykającej monografię podane są konkretne przykłady, związane z oceną efektywności przyjętych założeń. Swoje tezy autorzy ilustrują licznymi tabelicami i rysunkami.

M—M.M.

KUROCZKIN F. P.: *Projektirowanije i konstruirowanije samioletow s wiertikalnym wzletom i posadkoj*. Moskwa, Maszynostrojenije 1977, s. 224, tabl. 4, il. 182, bibliogr. poz. 37, cena 1 r. 20 kop. (24 zł).

W ostatnich latach w wielu krajach o rozbudowanym przemyśle lotniczym, w tym także w ZSRR, wzrasta zainteresowanie samolotami pionowego startu i lądowania, ze względu na nowe możliwości eksploatacyjne, jakie niesie ze sobą ich konstrukcja i właściwości.

Książka Kuroczkina — przeznaczona dla inżynierów lotniczych i dla studentów wydziałów lotniczych — poświęcona jest projektowaniu i konstruowaniu samolotów pionowego startu i lądowania. Jest to drugie wydanie tej pozycji, uzupełnione najnowszymi osiągnięciami w tej dziedzinie (autor opiera się na materiałach teoretycznych i eksperymentalnych z doświadczeń własnego kraju i zagranicznych). W stosunku do wydania poprzedniego, książka zawiera nowy rozdział na temat konstrukcji samolotów pionowego startu i lądowania w zależności od ich napędu (śmigłowy, odrzutowy, atomowy) oraz rozdział na temat specyfiki projektowania podwozi do tych samolotów. Książka jest bogato ilustrowana licznymi wykresami, schematami i fotografiami.

Książka zawiera przegląd zrealizowanych konstrukcji tego rodzaju, omawia wybór podstawowych parametrów całości konstrukcji oraz jej elementów. Podane są dane statystyczne, wykresy i nomogramy służące do tego celu oraz przykładowe rozwiązania konstrukcyjne. Mimo niezbyt dużej objętości książka zawiera znaczną ilość materiału o dużej wartości dla wszystkich zajmujących się projektowaniem samolotów.

M—M.M.

KOŁPAKCIJEW I. N.: *Problemy korotkowo wzleta samoliota*. Moskwa, Maszynostrojenije 1978, s. 160, bibliogr. poz. 83, cena 55 kop. (11 zł).

Podjęte w ostatnim dziesięcioleciu w krajach o rozwiniętym przemyśle lotniczym badania naukowe i prace konstrukcyjne na temat samolotów krótkiego startu i lądowania, pozwoliły autorowi książki zająć się określeniem perspektyw i kierunków dalszego ich rozwoju, w celu podwyższenia ekonomiczności, bezpieczeństwa i regularności lotów w lotnictwie cywilnym. Po-

wołując się na szybkie tempo rozwoju transportu lotniczego, który w przewozach pasażerskich zmierza ku masowości, autor zajmuje się w swojej książce problemami samolotów krótkiego startu i lądowania, jako najbardziej ekonomicznych maszyn transportowych na terenach o ukształtowaniu wykluczającym stosowanie normalnych samolotów, które wymagają długich pasów startowych i dużych lotnisk. W książce przedstawiona jest analiza głównych parametrów samolotów krótkiego startu i lądowania, podane są przykłady optymalnych rozwiązań konstrukcyjnych i ocena efektywności technicznej tych samolotów w lotnictwie cywilnym. Przedstawione są także perspektywy rozwoju lotnisk z krótkimi pasami startowymi w ZSRR i w innych krajach.

Książka przeznaczona jest dla inżynierów i techników pracujących w przemyśle lotniczym i w lotnictwie cywilnym. Jest ona bogato ilustrowana tabelami, rysunkami i wykresami.

M—M.M.

BADIAGIN A. A., MUCHAMEDOW F. A.: *Projektirowanije liogkich samoliotow*. Maszynostrojenije, Moskwa 1978, s. 208, rys., tabl., 40 poz. bibl., cena 80 kop. (16 zł)

Książka podaje ogólne wiadomości o projektowaniu samolotów. Obejmuje ocenę masy poszczególnych części konstrukcji, wyważenie, wyznaczenie biegunowej, podstawy określenia osiągow, doboru śmigła, a także zagadnienia specjalne — projektowanie samolotów rolniczych i samolotów na pływakach.

Szeroki wachlarz tematów, przy bardzo małej — niestety — objętości książki sprawia, że zagadnienia przedstawione w książce są omawiane trochę przeglądowo. Wobec jednak braku literatury z tego zakresu — książka jest pożyteczna dla osób zainteresowanych projektowaniem samolotów.

A.K.

DAVID B. THURSTON: *Design for Flying*. Mc Graw Hill Book Co., New York, 1978, s. 274, cena 14,95 dol.

Książka jest przeznaczona dla osób związanych z lotnictwem, które chcą „rozumieć budowę samolotu”. Opisuje ona zasady wyboru układu samolotu, sposób określania obciążeń, podaje podstawy mechaniki lotu, wiedzy o zespole napędowym, wyposażeniu i innych ważnych dla użytkownika części samolotu.

Zamieszczone w książce zdjęcia samolotów, wykresy i schematy są starannie wybrane i opisane.

Poważną zaletę książki stanowi język — przejrzysty, zwarty, niekiedy przypominający felieton.

Książka stanowi świetny przykład popularyzacji wiedzy technicznej. Jest ciekawa i może służyć pomocą wszystkim zainteresowanym techniką lotniczą.

A.K.

PZL-FRANKLIN PISTON ENGINES

- 2,4 and 6 horizontally opposed cylinders
- for light aircraft, helicopters and motogliders
- simple construction
- reliability
- easy maintenance (no adjustment needed)
- high quality accessories
- low specific fuel consumption 190/200 g/hp/hr
- TBO 1000 hrs

TECHNICAL DATA

Model	6A-350-C	4A-235 B	2A-120
Number of cylinders	6	4	2
Propeller drive	direct	direct	direct
Max continuous rating, kW(hp)	164(220)	93(125)	45(60)
rpm	2800	2800	3200
Compression ratio	10,5:1	8,5:1	8,5:1
Mass, kg	166	117	76
Fuel grade	100/130	100/130	100/130



Manufacturer:

Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Rzeszów
 Obrońców Stalingradu 120
 35-078 Rzeszów, Poland
 Phone: 423-71
 Telex: 83411, 83412



Exporter:

Foreign Trade Enterprise
 of Aviation Industry PZL
 Przemysłowa 26
 PO BOX 371
 00-950 Warszawa
 Phone: 28-50-71
 Telex: 813430, 813314

WCT/429/K/79

