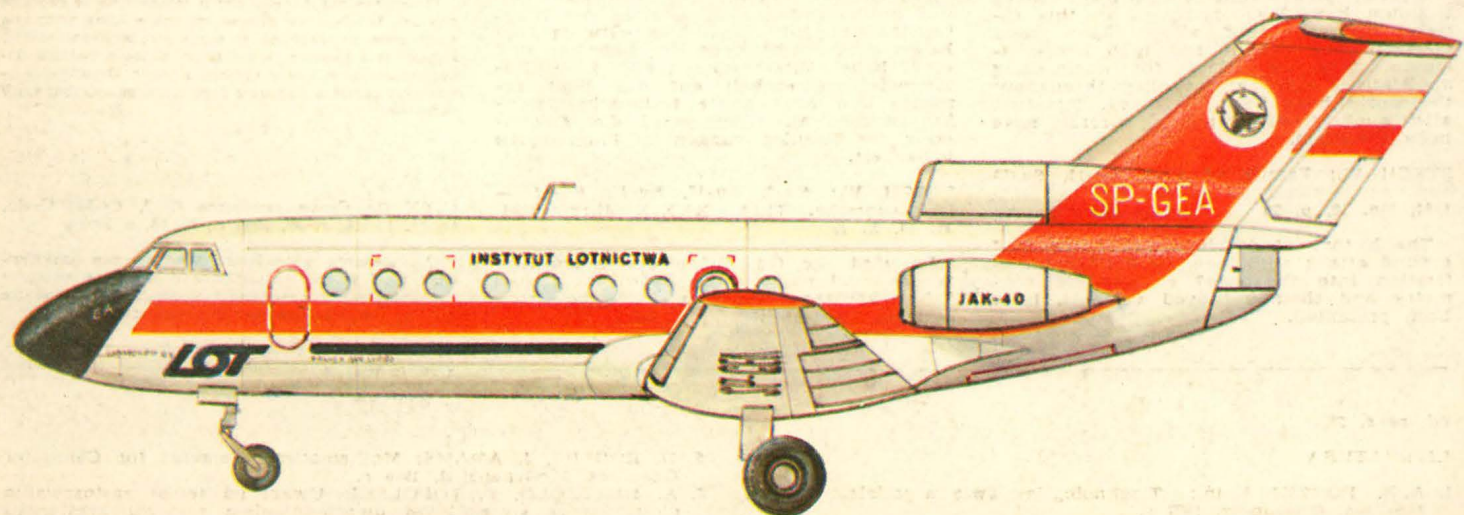
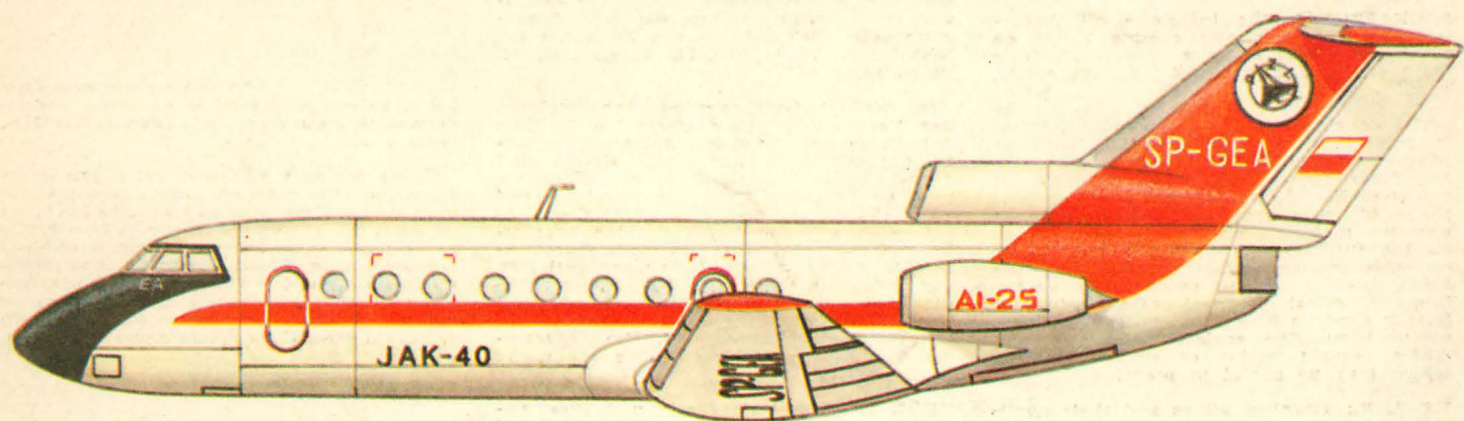
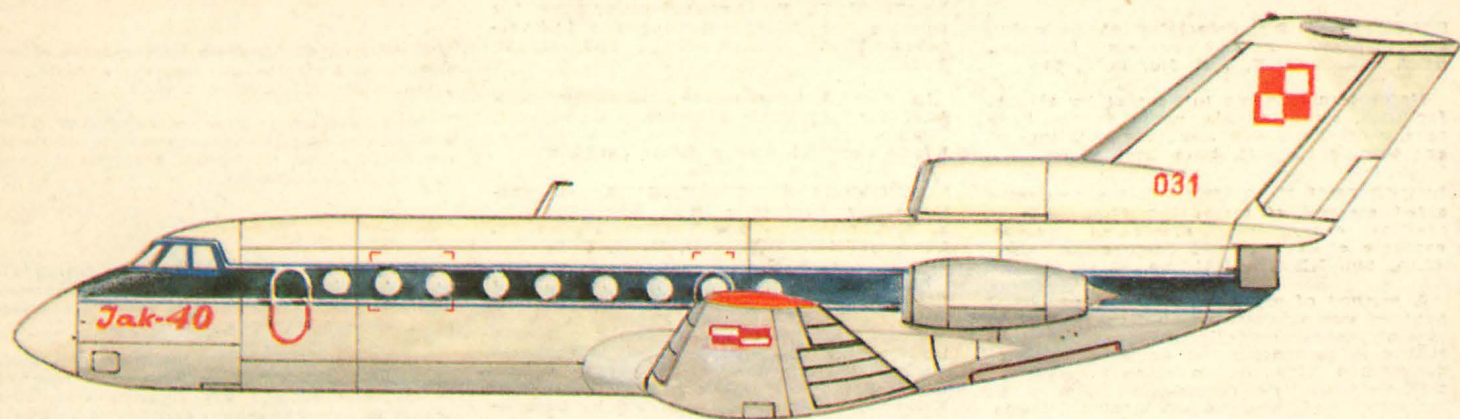


TECHNIKA

10'84

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



GLASS A.: Aeroplanes with swept-forward wings. TLIA, vol. XXXIX, 1984, No. 10, p. 5

Attempts at practical application of swept-forward wings and characteristics of a wing of this type have been discussed and reasons for which a prototype of the X-29 experimental aircraft is being built at present, have been presented.

LESKIEWICZ A., LEJDA K., ZAJĄC P.: On a system approach to the aircraft engine designing process. TLIA, vol. XXXIX, 1984, No. 10, p. 8

The article draws the reader's attention to a modern aircraft engine designing method and explains the essence of the rational designing process. The idea of a system approach to the engine designing process and a model to predict characteristics of aircraft piston engines of the PZL-Franklin type, have been presented.

RZECZYŃSKI B.: Principles of designing air transport ground support facilities. TLIA, vol. XXXIX, 1984, No. 10, p. 10

Major requirements to be met by airport facilities, air terminals, cargo depots, hangars, workshops and auxiliary buildings of engineering support, have been given.

LUBKOWSKI K., TOPOLSKI S.: Computer aided method of measuring dimensions of profiles components, illustrated by an example of turbine and compressor vanes. TLIA, vol. XXXIX, 1984, No. 10, p. 19

A method of measuring three-dimensional profiled components, e.g. turbine and compressor vanes, propeller blades etc., consisting in comparison of actual component dimensions with the component master in mathematical form recorded in a computer memory, has been demonstrated. Three-dimensional curvature of a measured surface is also taken into account in this method.

MICHALSKI J. K.: Influence of characteristics of stones and cutting fluids on results of honing cylinder bores made from 38HA steel. TLIA, vol. XXXIX, 1984, No. 10, p. 23

The article contains numerical results of investigations on effect of the following process parameters of honing cylinder bores made from 38HA steel: hardness of cylinder barrel, stone grade, size and shape of stone grain, type and grade of abrasive material, bluder type as well as cutting fluid type, cleanness and richness, on such process results as: finish of the honed surface, process output, relative volumetric metal removal rate, value of honing conditions selection index and stone consumption. The enclosed diagrams and tables present a lot of numerical data which may be useful in practice.

KRÓL R.: Titanium alloys and their application in aircraft structures. TLIA, vol. XXXIX, 1984, No. 10, p. 25

Physical and mechanical properties of titanium have been discussed in this article. Titanium-based alloys have good mechanical properties and high heat-resistance. Titanium alloys for engineering applications made and applied throughout the world have been compared. Titanium alloy applications for making aircraft have been described.

STECH W.: Family of Su-7, Su-17, Su-20 and Su-22 airplanes. TLIA, vol. XXXIX, 1984, No. 10, p. 29

The history of development of the Su-7 ground attack aeroplane, its further modification into the Su-17 of variable geometry and their improved versions, have been presented.

GLASS A.: Flugzeuge mit nach vorn gerichteter Flügel-Pfeilstellung. TLIA, XXXIX Jhrg., 1984, H. 10, S. 5

Es werden Anwendungsversuche von Flügeln mit vorderer Pfeilstellung sowie ihre Eigenschaften und Ursachen angegeben, die für das gegenwärtig gebaute Versuchsflugzeug-Prototyp ausschlaggebend waren.

LESKIEWICZ A., LEJDA K., ZAJĄC P.: Über das Systementwurfverfahren von Flugmotoren. TLIA, XXXIX Jhrg., 1984, H. 10, S. 8

Es wird über eine neuzeitliche Methode des Konstruierens von Flugmotoren berichtet und der Sinn des rationalen Entwurfes erklärt. Die Darstellung bezieht sich auf die Idee für Systementwurf zum Entwurfsvorgang von Motoren sowie auf das Prognostiziermodell der Kenndaten der PZL-Franklin-Kolbenmotore.

RZECZYŃSKI B.: Entwurfsgrundlagen für Objekte der Bodenbedienung des Luftverkehrs. TLIA, XXXIX Jhrg., 1984, H. 10, S. 10

In dem Aufsatz werden Hauptforderungen für Flughafengebäude, Güterlager, Flugzeughallen, Werkstätten und Hilfsgebäude der technischen Basis dargestellt.

LUBKOWSKI K., TOPOLSKI S.: Messmethode für Profile mit Computerhilfe, z. B. Turbinen — und Verdichterschaukeln. TLIA, XXXIX Jhrg., 1984, H. 10, S. 19

Es wird eine Messmethode für Profilraumteile, z. B. für Turbinen — und Verdichterschaukeln, Luftschraubenflügel u. a. auf der Basis einer Vergleichung mit dem im Speicher des Computers eingetragenen mathematischen Muster des Teiles dargestellt. Bei der Methode wird die doppelte Krümmung der gemessenen Fläche berücksichtigt.

MICHALSKI J. K.: Einfluss der Kenndaten von Schleifsteinen sowie der Kühl- und Schmierflüssigkeiten auf die Ergebnisse beim Ziehschleifen von Zylindern aus 38HS-Stahl. TLIA, XXXIX Jhrg., 1984, H. 10, S. 23

In dem Aufsatz werden Zahlengrößen der Versuchsergebnisse über den Einfluss der Parameter, wie der Zylinderhülshärte, der Schleifsteinhärte, der Größe und Form des Schleifsteinkornes, des Schleif- und Bindemittels, Art der Kühl- und Schleifflüssigkeit und ihrer Reinigkeit und Intensität auf die Rauigkeit der bearbeiteten Oberfläche, der Bearbeitungsproduktivität, der relativen Inhaltsproduktivität, der Indexwahlgröße für die Ziehschleifbedingungen und des Schleifsteinverschleisses beim Ziehschleifvorgang von Zylindern aus 38 HA-Stahl angeführt. Die Diagramme und Tafeln enthalten viele praktische Kenndaten.

KRÓL R.: Titanlegierungen und ihre Anwendung im Flugzeugbau. TLIA, XXXIX Jhrg., 1984, H. 10, S. 25

Der Autor erörtert die physikalischen und mechanischen Eigenschaften des Titan. Legierungen mit dem Titan-Grundgefüge haben gute mechanische Eigenschaften und eine hohe Hitzebeständigkeit. Eine Zusammenstellung enthält auf der Welt erzeugte und angewandte technische Titanlegierungen. Ausserdem wird die Anwendung der Titanlegierungen im Flugzeugbau behandelt.

STECH W.: Su-7, Su-17, Su-20, Su-22 — Flugzeugreihe. TLIA, XXXIX Jhrg., 1984, H. 10, S. 29

Es wird die Geschichte des Sturmflugzeuges Su-7 sowie seine Entwicklung zum Schwenkflüger Su-17 und verbesserten Abarten dargestellt.

ГЛЯСС А.: Самолеты с обратной стреловидностью крыла. ТЛИА. т. 39, 1984 г., № 10, с. 5

Описаны попытки применения крыла с обратной стреловидностью, указываются его достоинства и причины, по которым строится прототип опытного самолета X-29.

ЛЕСИКЕВИЧ А., ЛЕЙДА К., ЗАЙОНЦ П.: О системном процессе проектирования авиадвигателей. ТЛИА, т. 39, 1984 г., № 10, с. 8

Статья сигнализирует современный метод конструирования авиадвигателей и объясняет существо процесса рационального проектирования. Описана идея системного подхода к процессу конструирования авиадвигателей и модель для прогнозирования характеристик авиационных поршневых двигателей типа ПЗЛ-Франклин.

ЖЕЧИНСКИ Б.: Принципы проектирования объектов наземного обслуживания воздушного транспорта. ТЛИА, т. 39, 1984 г., № 10, с. 10

Перечислены основные требования, предъявляемые к отдельным объектам аэропортов и аэровокзалов, складам, ангарам, мастерским и другим зданиям технической базы авиации.

ЛУБКОВСКИ К., ТОПОЛЬСКИ С.: Метод измерения профилированных деталей с применением компьютера, на примере лопастей турбин и компрессоров. ТЛИА, т. 39, 1984 г., № 10, с. 19

Описывается метод измерения пространственных профилированных элементов деталей типа лопастей турбин, компрессоров или лопастей воздушных винтов, на основе сравнения результатов с математической моделью детали, записанной в памяти компьютера. Метод учитывает двойную кривизну измеряемой поверхности.

МИХАЛЬСКИ Е. К.: Влияние характеристик брусков и рабочих жидкостей на результаты хонингования цилиндров из стали 38ХА. ТЛИА. т. 39, 1984 г., № 10, с. 23

Статья содержит численные результаты исследования влияния таких параметров процесса хонингования цилиндров из стали 38ХА, как твердость гильзы цилиндра, твердость брусков, размер и форма зерна брусков, тип абразивного материала, а также рабочая жидкость и ее чистота — на шероховатость хонингованной поверхности, производительности обработки и другие характерные показатели. Графики и таблицы содержат много численных данных для практического применения.

КРУЛЬ Р.: Сплавы титана и их применение в авиационных конструкциях. ТЛИА, т. 39, 1984 г., № 10, с. 25

Описываются физические и механические свойства титана. Сплавы на основе титана имеют хорошие механические свойства и высокую жаропрочность. Приведены данные технических сплавов титана, изготовляемых и применяемых в мире. Описано применение сплавов титана в строительстве авиационной техники.

СТЕХ В.: Семья самолетов Су-7, Су-17, Су-20, Су-22. ТЛИА, т. 39, 1984 г., № 10, с. 29

Описывается разработка конструкции штурмовика Су-7 и его дальнейшее развитие в самолет с переменной стреловидностью крыла Су-17, а также другие, совершенствованные варианты.

LITERATURA

1. A. B. PODZEJ i in.: *Technologija awiawidwagatielestrojenija*. Moskwa, Oborongiz, 1957 r.
2. *Prospekty firmy Mitutoyo*.
3. *Zgłoszenie patentowe P.246096*.
4. I. FAUX, H. PRATT: *Computational Geometry for Design and Manufacture*. Wiley, 1980 r.

5. D. ROGERS, I. ADAMS: *Mathematical Elements for Computer Graphics*. McGraw-Hill, 1976 r.
6. A. BERTHOLD, S. TOPOLSKI: *Uwagi na temat zastosowania plotterów ze szczególnym uwzględnieniem zestawu kreślącego XYNETICS 1200 Hewlett Packard. Biuletyn Informacyjny MERA-IMM, nr 3+4, s. 3+23, 1983 r.*
7. S. TOPOLSKI: *Projektowanie wspomaganie komputerowo*. TLIA, nr 2, 1984 r.



Przyszłość ULS-ów i ULM-ów

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Ponieważ przepisy budowy samolotów w wielu krajach określiły, że do samolotów lekkich zalicza się samoloty o masie całkowitej poniżej 5700 kg (czyli wszystkie sportowe i rolnicze oraz część dyspozycyjnych) potrzebna była nazwa dla samolotów bardzo lekkich. Nazwano je ultralekkimi, choć Anglicy i Amerykanie używają też terminu microlight.

Tak się składa, że w wielu językach litery UL są skrótem od wyrazów ultra i lekki (ang. — ultra light, franc. — ultra léger, niem. — ultra leicht, ros. — ultra logkij). Stąd pewna zbieżność terminologii międzynarodowej na ten temat.

Nie ma obowiązującej międzynarodowej definicji samolotu ultralekkiego. W RFN przyjęto, że samoloty jednomiejscowe zalicza się do ultralekkich, jeśli ich masa własna nie przekracza 100 kg, w USA — 115 kg, we Francji, Wlk. Brytanii i wielu innych krajach — 150 kg. Wydaje się, że względy bezpieczeństwa (wytrzymałość i trwałość konstrukcji) są poważnym argumentem dot. nie za niskiej granicy masy. Dlatego masa 150 kg jest wysoce uzasadniona. W niektórych państwach wymaga się małego obciążenia powierzchni (poniżej 10, 15 lub 19,5 kg/m²) w celu zapewnienia prędkości minimalnej (np. poniżej 45 km/h) i ograniczonej prędkości maksymalnej (np. do 100 km/h). Ilość paliwa ograniczona jest do 19 lub 20 l. Dla samolotów dwumiejscowych dopuszczalna jest wyższa masa własna (np. 160 kg). Nazwa „konstrukcja ultralekka” nie precyzuje jednak czy chodzi o samolot czy o szybowiec. A istnieją zarówno ultralekkie szybowce, jak i ultralekkie samoloty.

W Polsce dla szybowców ultralekkich przyjął się termin ULS. A ponieważ nazwa szybowca i samolotu zaczyna się od tej samej litery, stąd dla samolotów zdobył popularność skrót ULM, wywodzący się z francuskiego ultra léger motorisé.

Praktyka budowy konstrukcji ultralekkich doprowadziła do skryształowania się kilku ich kategorii. W dziedzinie szybowców do konstrukcji ultralekkich należy zaliczyć:

— lotnie, czyli miękkołaty bez podwozia, sterowane przesunięciami masy pilota,

— ULS-y o niedużej doskonałości (poniżej 16) z podwoziem i sterowanymi sterami, ze skrzydłami krytymi całkowicie płótnem lub ze sztywnym kesonem, mogące służyć do lotów szkolnych i rekreacyjnych.

Lotnie są bardzo rozpowszechnione (głównie o układzie delta, choć także są budowane o układzie z usterzeniem). Ich niski koszt i łatwe wykonawstwo spowodowały, że stały się sprzętem niemal tej klasy co rower, kajak czy żaglówka. Natomiast na potrzeby wstępnego szkolenia szybowcowego oraz do latania rekreacyjnego na pewno lepiej nadają się ULS-y. Należy sądzić, że największą przyszłość będą miały klasyczne sztywnopłaty, wolnonośne lub zastrzałowe, sterowane sterami i wyposażone w podwozie (płozę i kółka). Choć ich koncepcja jest zbliżona do dawnych jednomiejscowych szybowców szkolnych, to jednak oczekuje się prostszej technologii i lepszych osiągnięć. Mogą również powstawać ULS-y treningowe o doskonałości powyżej 16, lecz dotychczas ich produkcja jest nieliczna.

W dziedzinie jednomiejscowych samolotów ultralekkich także wyodrębniło się kilka kategorii. Są to:

— motolotnie, które powstają przez dorobienie do lotni podwozia z zamocowanym silnikiem. Są więc one miękko-

płatami o układzie delta sterowanymi przesunięciami masy pilota,

— ULM-y, czyli konstrukcje o samolotowym układzie i sterowaniu sterami. Na ogół nie spełniają one pod względem dużej doskonałości (powyżej 20) warunku stawianego motoszybowcom. Można wśród nich wyróżnić ULM-y o skrzydłach całkowicie krytych płótnem i z kesonem.

Motolotnie są niezbyt bezpieczne. ULM-y z całkowicie płóciennym pokryciem skrzydeł ze względu na potrzebę ciągłej kontroli cięgien (linek i drutów) też nie są w pełni bezpieczne. Stąd ze względu na bezpieczeństwo największą przyszłość mają ULM-y sztywnopłaty zastrzałowe (względnie wolnonośne). Ważne jest zwłaszcza, aby ich skrzydła miały odpowiednią sztywność skrętną, co można uzyskać za pomocą kesonu lub konstrukcji dwudźwigarowej.

Budowane są także ULM-y dwumiejscowe, są to jednak konstrukcje na granicy możliwości tej klasy — tak ze względu na masę, jak i na trudności formalne. Na ULM-ie jednomiejscowym jego budowniczy może wykonywać loty na własne ryzyko. Natomiast zabieranie pasażera stwarza problemy prawne, które zmuszają do dokładnej kontroli fachowej tak pod względem zaprojektowania, jak i wykonawstwa. Stąd wymagania dla ULM-ów dwumiejscowych są na ogół zbliżone do wymagań stawianych konstrukcjom amatorskim, a loty na nich mogą być wykonywane tylko z instruktorem.

Choć lotnie i motolotnie, ULS-y i ULM-y są budowane amatorsko (jednak dziś prawie na całym świecie buduje się je przede wszystkim z zestawów produkowanych metodami przemysłowymi), to określenie samolot amatorski jest w zasadzie stosowane dziś do konstrukcji klasy eksperymentalnej. Są to samoloty lekkie, które mogą mieć masę własną większą niż ULM-y (najczęściej między 200 a 700 kg). Dlatego nie należy mylić samolotów ultralekkich z amatorskimi, gdyż są to różne kategorie. Różnicę można sobie uświadomić, porównując lotnie z rowerami, motolotnie z rowerami z doczepnym silniczkiem, ULM-y z motorowerami, zaś samoloty amatorskie z motocyklami. Mają one bowiem inne masy, inne prędkości i inną moc silników.

Jakie są u nas perspektywy rozwoju poszczególnych rodzajów konstrukcji ultralekkich? Lotnie i motolotnie są już dość powszechnie budowane. Na ULS-y zdecydowała się tylko Politechnika Warszawska i chyba słusznie, bo zadanie to wymaga fachowej dokumentacji oraz możliwości współpracy z przemysłem i aeroklubami. ULS-y mogą znaleźć zastosowanie jako tanie szybowce do wstępnego szkolenia w aeroklubach.

Spore szanse mogą mieć ULM-y, lecz przy określonych warunkach. Ich rozwój może ułatwić korzystanie z istniejących wzorów zagranicznych, gdyż zbieranie własnych doświadczeń od podstaw jest zbyt czasochłonne. Warto zaznaczyć, że w USA ULM-y rozwinęły się dopiero po wprowadzeniu do użycia silników z przekładniami z pasami klinowymi, które pozwoliły na użycie śmigieł o większej średnicy, można więc było uzyskać większy ciąg przy niedużej mocy silnika. Stąd pierwszym warunkiem rozwoju u nas ULM-ów jest opracowanie przez jakiś warsztat odpowiedniego napędu. Możliwe, że odpowiednie paski klinowe można uzyskać tylko z importu, lecz nie wydaje się, że jest to przeszkoda, której nie można pokonać. Może



AUSTRALIA

● Brytyjska wytwórnia Westland podpisała umowę z australijską firmą AAC na budowę turbośmigłowego samolotu treningowego A-20 Wamira, który ma wziąć udział w konkursie na samolot treningowy dla brytyjskiego lotnictwa wojskowego (RAF), zaś od 1989 r. mógłby w Australii zastąpić samoloty Jet Provost Mk 3. (Av. Mag. 877)



CHINY

● W Szanghaju trwają prace nad dwusilnikową 150-miejscową wersją samolotu Y-10, wzorowanego poniekąd na B.707. Mając skrócony kadłub, zmienione skrzydła i podwozie, będzie on napędzany dwoma silnikami CFM-56. (Av. Mag. 875)

● W maju br. przedstawiciele Airbus Industrie prowadzili w Pekinie wstępne rozmowy nt. udziału chińskiego przemysłu w produkcji 150-miejscowego aerobusu A.320.

● Władze zamierzają utworzyć regionalne towarzystwa transportu lotniczego, co położyłyby kres monopolowi CAAC (Civil Aviation Authority of China), którego jakość usług przewozowych jest coraz bardziej krytykowana. Wg informacji prasy zachodniej, na utworzenie takich towarzystw zdecydowały się władze co najmniej czterech regionów, przy czym w jednym przypadku przewiduje się pomoc amerykańskiego Aloha Airlines. Zamiar utworzenia własnego towarzystwa lotniczego, zgłosił m.in. Szanghaj. (A et C 1001 i 1003)

● Prowadzone są rozmowy z wytwórnią Boeing w sprawie wspólnego zaprojektowania 50÷70-miejscowego samolotu pasażerskiego, który byłby produkowany w Chinach. (Air Int. 5/84)

● Chiny wykazały zainteresowanie samolotem myśliwskim F-16 Fighting Falcon, zgłaszając chęć zakupu w USA dwóch dywizjonów tych samolotów. (Air Int. 6/84)



EGIPT

● W porozumieniu z Libią postanowiono przywrócić komunikację lotniczą między obydwojoma krajami (zawieszono ją w 1979 r.). (A et C 1001)



FINLANDIA

● Władze przychyliły się do planu odnowienia floty śmigłowców ratownictwa cywilnego przez zakup śmigłowców Aérospatiale SA.365.N Dauphin 2 i AS.332 Super Puma. (A et C 1001)



FRANCJA

● Związek Pilotów Liniowych (SNPL), powołując się na wcześniejsze porozumienie z federacją międzynarodową (IFALPA), zwrócił uwagę Naczelnej Dyrekcji Lotnictwa Cywilnego (DGAC), by z większą ostrożnością podeszła do zastosowania dwusilnikowych aerobusów w lotach transatlantyckich, biorąc pod uwagę bezpieczeństwo. Podkreślono, że warunek 90-minutowego lotu z nie pracującym /jednym silnikiem jest warunkiem niewystarczającym do dopuszczenia tych samolotów do takich lotów. (Av. Mag. 874)

● Minister transportu Charles Fitterman zapowiedział podjęcie kroków prawnych (wydanie ustaw i dekretów wykonawczych) mających na celu demokratyzację sektora publicznego lotnictwa, zaczynając od transportu. Mowa jest o wybieraniu 6 administratorów spośród personelu Air France. (A et C 1001)

● Samoloty pożarnicze zabierają: Grumman S2F Tracker — 3400 l wody (koszt 1 h lotu 6800 Fr), Canadair CI-215 Pelican — 5500 l (koszt 1 h lotu 15 000 Fr), Douglas DC-6B — 12 000 l wody (koszt 1 h lotu 20 000 Fr). (Av. Mag. 877)

● Śmigłowiec Aérospatiale SA 365M Dauphin 2 napędzany dwoma silnikami Turbomeca TM 333 po 625 kW (850 KM) wykonał pierwszy lot 29.2.1984 r. Jest to szturmowa wersja tego śmigłowca. (Air Int. 5/84)

● Z powodu braku środków budżetowych budowa 40 samolotów patrolowych Atlantic ATL-2 została opóźniona o 3 lata i rozpocznie się dopiero w 1988 r. (Air Int. 6/84)



HISZPANIA

● Opublikowano pięcioletni plan (do 1989 r.) zautomatyzowania kontroli ruchu

lotniczego. Inwestycje szacuje się na ok. 9 mld peset. (A et C 1003)

● Amerykańska wytwórnia Spitfire zawarła umowę z rządem hiszpańskim w sprawie produkcji w Maladze śmigłowców Spitfire I i II. Spitfire I jest turbinową odmianą śmigłowca Enstrom F-28. (Air Int. 6/84)



INDONEZJA

● W Dżakarcie podpisano kontrakt z francuską SERETE na wykonanie laboratorium do badań nad zaawansowanymi technologiami, głównie na użytek lotnictwa. (A et C 1003)



JAPONIA

● Zakupiono śmigłowiec Sikorsky S-70B, który posłużyć ma jako prototyp do rozwoju w tym kraju śmigłowca zwalczania okrętów podwodnych, z wyposażeniem japońskim. (A et C 1003)



KANADA

● W maju br. rząd rozważał połączenie wytwórni Canadair i De Havilland Canada. (A et C 1002)

● Rząd zapowiedział dereglamentację transportu lotniczego. (A et C 1002)

● Celem majowego Zgromadzenia Generalnego było głównie wypracowanie kompromisu uniemożliwiającego zastosowanie sił zbrojnych wobec samolotów handlowych. Jednocześnie przyjęto propozycję Francji i Austrii wniesienia uzupełnień do Konwencji Chicagowskiej. (A et C 1002)



RFN

● W dniach 20÷27 maja br. odbywał się w Hanowerze Międzynarodowy salon lotniczy ILA'84. Zgromadził 372 wystawców z RFN (180), USA (58), Francji (57), Włoch (15) i Wielkiej Brytanii (14) oraz Austrii, Belgii, Danii, Holandii, Japonii, Kanady, Polski, Szwajcarii, Szwecji i Węgier. Na powierzchnię krytej 27 900 m² i otwartej

cd. ze s. 1

Komisja Konstruktorów Amatorów przy APRL powinna rozważyć możliwość dokonania oceny silników stosowanych u nas i zarekomendowania najlepszych. Ograniczyłoby to niepotrzebne rozpraszanie energii na wciąż nowe próby dostosowania silników do celów lotniczych.

Następnym etapem powinien być chyba konkurs na projekt ULM-a, oczywiście do wybranego i szczegółowo opisanego zespołu napędowego (silnika i śmigła). Dopiero trzecią fazą działań w tym kierunku powinno być wybranie najlepszego ULM-a do produkcji w postaci zestawów.

Podobna zresztą droga rozwoju czeka u nas samoloty amatorskie i ULS-y do celów rekreacyjnych. Oczywiście

nie wykluczy to ambicji niektórych konstruktorów amatorów, którzy będą mieli ochotę tworzyć własne konstrukcje. Natomiast szerszy rozwój lotnictwa ultralekkiego i amatorskiego będzie możliwy tylko wówczas, gdy oprze się on na gotowych silnikach i zestawach do budowy płatowców, przebadanych przez IKCSP i możliwych do nabycia.

95% ULM-ów i samolotów amatorskich na świecie jest budowane z zestawów, a tylko 5% stanowi nowe konstrukcje. Jeśli będziemy dbać tylko o te 5%, to rozwój latania amatorskiego będzie bardzo powolny. Jeśli ma to być ruch nie jednostkowy, lecz nieco powszechniejszy — trzeba stworzyć podstawy do działalności tych 95% entuzjastów latania, którzy są gotowi budować z zestawów, lecz nie będą twórcami nowych konstrukcji.

160 000 m², zaprezentowali oni m.in. ponad 150 statków powietrznych — głównie samolotów użytku ogólnego, dyspozycyjnych, komunikacji lokalnej i śmigłowców. Odbyło się też 8 imprez o charakterze sympozjów, konwersatoriów i dyskusji okrągłego stołu. (A et C 1002)

● Messerschmitt-Bölkov-Blohm stara się nawiązać ściślejszą współpracę z przemysłem lotniczym Japonii — zwłaszcza w dziedzinach: śmigłowców, samolotów transportowych i satelitów. (A et C 1001)



TURCJA

● Tureckie lotnictwo wojskowe rozważa sprawę wyboru samolotu transportowego. Proponowane są: włoski G 222 i kanadyjski DHC-5 Buffalo. Wybrany samolot będzie montowany w wytwórni TUSAS w Mürdet, 15 km na płd. od Ankary. Wytwórnia ta znajduje się w budowie i ma być gotowa w 1986 r.; a od 1988 r. ma rozpocząć produkcję 120 samolotów myśliwskich F-16. (Air Int. 4/84)

● Turecka marynarka wojenna zamówiła we Włoszech śmigłowce Agusta Bell AB212ASW do zwalczania okrętów podwodnych.



USA

● Lecąc 2 i 3 kwietnia br. z Los Angeles do Nowego Jorku na samolocie Fairchild 300 — pobito rekord świata prędkości (572,6 km/h) i odległości (3969,5 km) w kategorii II/Cif (dwusilnikowe samoloty turbośmigłowe o masie maks. 6000-8000 kg). Fairchild 300 jest 8-10-miejscowym samolotem o masie startowej 6001 kg, napędzanym dwoma silnikami turbośmigłowymi Garrett TPE 331-100-503. (A et C 1001, Av. Mag. 875)

● Z oświadczenia miarodajnych czynników koncernu Bell Helicopter Textron wynika, że jeśli prace nad wojskowym pionowzlotem o zmiennym położeniu silników JVX będą prowadzone wspólnie z Boeing-Vertol — to w połowie lub w końcu przyszłego dziesięciolecia na rynku pojawi się cywilna odmiana takiego pionowzlotu. Bell zaczął studia nad wersją dla 44 pasażerów. (A et C 1001)

● Do początku maja br. dostarczono 153 samoloty McDonnell Douglas MD-80, zebrano zamówienia na następnych 145 i zamówienia wstępne na 143 maszyny (razem sprzedano 441 szt.). (A et C 1001)

● McDonnell Douglas zapowiedział rozwój nowych wersji DC-10 — serii MD-XXX o pojemności większej o 50 miejsc od dotychczasowych. (A et C 1002)

● Uzyskał certyfikat FAA pierwszy DC-3 (C-47) z napędem turbośmigłowym. Pierwszym użytkownikiem tych samolotów (przygotowywany jest drugi) będzie Harald Air Express. (Av. Mag. 874)

● W następstwie wzrostu zamówień na samoloty B.737.300 (92 + 55 wstępnych), Boeing postanowił zwiększyć tempo jego produkcji. (A et C 1002)

● Motywując swą decyzję niekorzystną sytuacją na rynku samolotów dyspozycyjnych, Gulfstream American postanowiły odłożyć na rok realizację programu nowe-

go samolotu Commander Jetprop 1200. (A et C 1001)

● W wyniku proponowanej przez Caspara Weinbergera redukcji budżetu obronnego, największe cięcia (5,4 mld dol.) miałyby dotknąć US Air Force. Zostałoby zwolnione tempo produkcji myśliwców bombardujących F-16 i F-18 oraz samolotów transportowych C-5A; budżety na programy bombowego B-1B oraz pocisków MX i Trident zaproponowano pozostawić bez zmian. (A et C 1001)

● Na 4 września br. Rockwell International zapowiedział wyprowadzenie z hali montażowej pierwszego bombowca B-1B. W samej tylko jego produkcji zaangażowanych jest 12 000 osób, a liczba ta ma wzrosnąć do 20 000 w szczytowym okresie produkcji tego samolotu, który przypadnie prawdopodobnie na lata 1986-87. (A et C 1003, Av. Mag. 874)

● US Air Force zażądały od przemysłu lotniczego programu technologicznego, który miałby przedłużyć żywot myśliwców McDonnell Douglas F-4 Phantom II. (A et C 1003)

● Głosy sprzeciwu wobec wykonywania lotów doświadczalnych przez oficerów najwyższych stopni wywołała śmierć gen. Roberta Bonda, który zginął w katastrofie samolotu MiG-23, zmodyfikowanego przez specjalistów amerykańskich. (A et C 1001)

● 11 głównych towarzystw przewozowych poniosło w I kwartale 1984 r. straty ogólnej wartości 67 mln dol. (w I kw. 1983 r. — 568 mln dol.). (A et C 1002)

● Od początku 1984 r. zanotowano znaczny wzrost przewozów towarów. Po raz pierwszy wartość obrotów w tych przewozach przekroczyła 4,5 mld dol. (A et C 1001)

● Przewidywane jest zamówienie trzech samolotów Boeing 747 Jumbo Jet dla wojska. Samolot ma otrzymać oznaczenie C-19A. (Air Int. 4/84)

● Lotnictwo wojskowe wybrało jako przyszły samolot myśliwski F-15E, zakładając go nad F-16XL. Przewidywana jest przeróbka 392 F-15 na F-15E, która ma się rozpocząć w 1986 r., a zakończyć w 1988 r. (Air Int. 4/84)

● Pierwsza seria bombowców Rockwell B-1A ma wynosić 100 szt. Następnie ma być zbudowanych 100 B-1B za 10 mld dol. (Air Int. 4/84)

● Wytwórnia Northrop buduje bombowiec „stealth” trudno wykrywalny przez radar. Pierwszy lot prototypu przewidziany jest w grudniu 1987 r. (Air Int. 4/84)

● Zamontowanie płetw długości 2,1 m i wysokości 0,51 m pod usterzeniem samolotu transportowego C-130 Hercules spowodowało wzrost prędkości przelotowej o 32 km/h bez wzrostu zużycia paliwa. (Air Int. 4/84)

● Wiosną 1984 r. zakończono produkcję 713 samolotów szturmowych A-10 Thunderbolt dla USA. Produkcja była rozpoczęta w 1975 r. (Air Int. 5/84)



W. BRYTANIA

● Wytwórnia Shorts Brothers (SD-330, SD-360) podpisała w maju br. umowę z brazylijskim Embraerem, dotyczącą samolotów treningowych EMB.312 Tucano, a także samolotów komunikacji lokalnej i dyspozycyjnych. (A et C 1003)

● Ze względu na komplikacje podczas badań statycznych, po raz kolejny przesunięto termin certyfikowania samolotu Lear Fan (konstrukcji z kompozytów) — tym razem na luty 1985. (A et C 1002)

● Jak wynika z „Białej Księgi” dotyczącej obronności, RAF ma zwiększyć w najbliższym dziesięcioleciu liczbę samolotów bojowych o 15%. Z budżetu obrony na lata 1984/1985 RAF uzyskał 3,3 mld funtów, tj. 39%, co określa się jako „lwią część” tego budżetu. (A et C 1002)

● British Airways zanotowały w ubr. zyski wartości 181 mln funtów, przy spadku przewozów pasażerskich o 6%. (A et C 1001)

● Po raz pierwszy od 5 lat British Airways zamówiły samoloty rodzimej produkcji — 3 BAe-748 Intercity. (A et C 1002)

● Przewoźnicy brytyjscy zażądali od Civil Aviation Authority, by położono kres dominacji British Airways na terenie kraju. Nieco później 9 przewoźników zwróciło się do rządu o przeprowadzenie prywatyzacji British Airways, w celu ukroczenia jej monopolu. British Airways podjęły, ze swej strony, ostrą kampanię prasową, dementując informacje o jakimkolwiek jej monopolu. (A et C 1005, 1007)



WŁOCHY

● 14 maja br. otworzono 5 Włoski Salon Morskich Konstrukcji i Uzbrojenia (Mostra Navale Italiana). Swe samoloty i śmigłowce zaprezentowały m.in. wytwórnie: Aeritalia, Partenavia, AerMacchi, Agusta, Me-teor i Piaggio. (A et C 1001)

● 15 maja br. w Turinville rozpoczęto próby w locie samolotu taktycznego AerMacchi-Embraer AMX, rozwijanego wspólnie z Brazylią. (A et C 1002)

● 1 czerwca br., podczas piątego lotu, uległ katastrofie pierwszy prototyp włosko-brazylijskiego samolotu taktycznego Aeritalia-AerMacchi-Embraer AMX, pilotowany przez szefa oblatywaczy Aeritalii — Manlio Quarantelliego. Tuż po starcie z lotniska Turin Caselle nastąpiło nagłe zmniejszenie ciągu silnika Rolls Royce Spey Mk.807, co zmusiło pilota do awaryjnego lądowania ze schowanym podwoziem, ok. 1,5 km od lotniska. W wyniku zapalenia się i wybuchu paliwa samolot uległ całkowitemu zniszczeniu; pilot, po katapultowaniu się tuż przed przyziemieniem, odniósł poważne obrażenia podczas lądowania ze spadochronem, jednak nie zagrażające jego życiu. Wg oświadczenia włoskiego ministra obrony, wypadek ten tylko nieznacznie opóźni wstępną fazę prób w locie samolotu AMX — we wrześniu br. mają być one podjęte przez drugi prototyp. (A et C 1005)



ZSRR

● Jako dalsze rozwinięcie samolotu An-72 powstał arktyczny transportowy An-74 napędzany dwoma silnikami D-36 po 6500 daN. Hermetyzowana ładownia mieści 7,5 t ładunku. Maks. masa w locie wynosi 30 000 kg. Samolot ma służyć jako transportowy i patrolowy. (Air Int. 5/84, FR 6/84)



Francuska produkcja pocisków raketowych (liczba zbudowanych do 1.1.1983 r.)

Aerospatiale		AS15TT	...	M550 Magic 1/2	(7 000)
AS11/SS 11	175 300	Pluton	...	R440 Crotale/Shahine	(3 589)
AS12/SS 12	9 200	Milan	140 000	Otomat	(750)
AS30 Laser	...	Hot	29 000	SATCP	...
CT20	1 460	Roland	8 400	Durandal	(7 000)
C22	10	ASMP	...	Beluga	(3 000)
Exocet MM38	1 200	Matra			
Exocet AM39	200				
Exocet MM40	60	Super 530F/D	(1 200)		

Objaśnienia: () — zamówione
 Źródło: L'industrie aeronautique et spatiale française 1983. A.G.

Francuska produkcja silników lotniczych (liczba zbudowanych do 1.1.1983 r.)

SNECMA		TURBOMECA		Turbowalowe	
Odrzutowe		Odrzutowe		Artouste II	1401
Atar 9C	1367	Arbizon	472	Artouste III	2474
Atar 9K50	830	Marbore	5453	Astazou III	920
Atar 8K50	111	Adour	1694	Turmo III i IV	2492
M53	11	Larzac *)	1051	Arriel	809
M88	—			Makila	181
CFM 56	(564)	Turbośmigłowe			
CF6-50	(653)	Astazou II i XVI	465		
CF6-80	(60)	Bastan VI i VII	580		
Turbośmigłowe					
Tyne	62				

Uwagi: *) wraz z SNECMA, () — zamówione
 Źródło: L'industrie aeronautique et spatiale française 1983. A.G.

Francuska produkcja lotnicza 1983 r.

Nazwa	Zbudowano			Zamówiono do 1.1.1983 r.
	do 1.1.1983	do 1.1.1984	w 1983	
1	2	3	4	5
Samoloty pasażerskie i transportowe				
A300 B2/B4	204	223	19	228
A300-600	—	—	—	16
A310	1	17	16	108
Transall NC	0	21	21	35
ATR 42-200	—	—	—	55
Razem			56	
Samoloty służbowe				
Falcon 10/100	186	207	21	221
Falcon 20/200	461	481	20	516
Falcon 50	120	137	17	162
Falcon 900	—	—	—	50
Razem			58	
Samoloty wojskowe				
Mirage III/5/50	1382	1391	9	1411
Mirage F1	536	597	61	691
Mirage 2000	6	15	9	189
Super Etendard	78	85	7	85
Alpha Jet	388	438	50	498
Jaguar	481	493	12	550
Epsilon	2	—	—	60
Razem			148	

	1	2	3	4	5
Śmigłowce					
SA 315B Lama		360	368	8	> 374
SA 342L Gazelle		953	1020	67	> 1088
AS 350B Ecureuil		628	691	63	> 1000
AS 355F Ecureuil 2		249	274	25	> 480
SA 365 Dauphin 2		34	62	28	> 200
SA 366G Coast Guard		3	10	7	90
AS 332 B/C, L/M Super Puma		38	85	47	> 120
Razem				245	
Samoloty sportowe					
CAP 10		181	181	0	280
CAP 20/21L		10	10	0	30
Robin R3140		2	~12	~10	25
Reims-Cessna F152		1930	1955	25	
Reims-Cessna FA152		383	388	5	
Reims-Cessna F172		2194	2219	25	
Rallye		3268	3273	5	
Tampico/Tobago/Trinidad		314	384	70	430
Razem				140	
Łącznie				647	

Źródła: GIFAS 1371 (3.3.84), L'industrie aeronautique et spatiale française 1983

A.G.

Samoloty ze skosem skrzydeł do przodu

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Skrzydła o skosie do przodu są jedną z nowości aerodynamiki samolotów bojowych. Nie pojawiają się one obecnie pierwszy raz w lotnictwie. W 1936 r. Borys Kimmelman zbudował w ZSRR szybowiec KIM-2 Stachanowiec, którego skrzydła miały skos 10° do przodu. Rozwiązanie to miało na celu przesunięcie do tyłu okuć skrzydłowych, aby uzyskać odpowiednio długi odcinek kadłuba na kabinę pilotów mieszczącą równocześnie drugiego pilota w środku ciężkości szybowca. Pozwalało to na wykonywanie lotów z jednym lub dwoma pilotami bez zmian wyważenia szybowca. Rozwiązanie to przyjęło się później w szybowcach dwumiejscowych, jednak skos skrzydeł zmniejszono do kilku stopni; takie rozwiązanie zastosowano m.in. na Bocianie, Błaniku, Puchaczu, ASK-13, ASK-21 i wielu innych szybowcach.

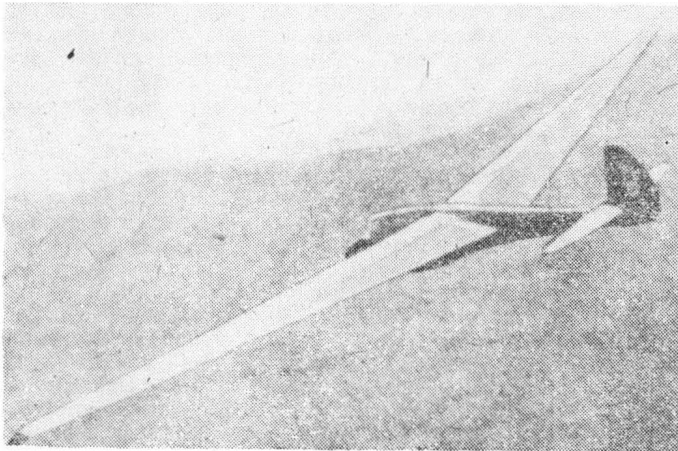
Podczas II wojny światowej wykonano dwie próby ze skrzydłem skośnym do przodu. W USA zbudowano prototyp szybowca Cornelius XFG-1 z takim skrzydłem. Szybowiec był zbiornikowcem i miał służyć do transportu paliwa podczas lotu na hoku za samolotem, a po wykorzystaniu paliwa miał być wyczepiany. Miał on także służyć do przedłużania zasięgu samolotów bojowych. Prototyp na okres prób był wyposażony w kabinę pilota. Wybór układu skrzydeł spowodowany był dążeniem do uzyskania długiego odcinka kadłuba na zbiornik.

(spowodowany pojawieniem się lokalnych fal uderzeniowych) pojawia się przy większych prędkościach niż na skrzydle bez skosu.

Kontynuacją tych doświadczeń było zbudowanie w 1964 r. w RFN odrzutowego samolotu służbowego HFB-320 Hansa. Przesunięcie okuć skrzydłowych do tyłu dało długą kabinę pasażerską, której przestrzeni nie zakłócały dźwigary skrzydeł. Skos krawędzi natarcia skrzydeł Hansy wynosił 15° .

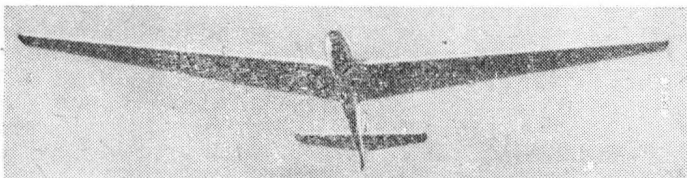
Opisane wyżej zastosowania skrzydeł ze skosem do przodu wiązały się przede wszystkim z potrzebą uzyskania odpowiednich wymiarów kabiny czy pomieszczenia na ładunek oraz chęcią uzyskania rozwiązania, przy którym zmiany ładunku nie spowodują zmian wyważenia.

Istnieją jednak i inne przyczyny zainteresowania się skrzydłami ze skosem do przodu. Są nimi właściwości aerodynamiczne takiego skrzydła. Zastosowanie po II wojnie światowej skrzydeł ze skosem do tyłu ujawniło pewne wady tego układu. Występujący na skrzydłach skośnych przepływ powietrza wzdłuż skrzydła (wzdłuż jego długości) wywoływał niebezpieczeństwo oderwania strug na końcach skrzydeł. Przy skrzydłach ze skosem do przodu, przepływ powietrza odbywa się w kierunku kadłuba i przy nasadzie skrzydeł pojawia się tendencja do oderwania strug, co jest znacznie bezpieczniejsze, gdyż nie grozi utra-

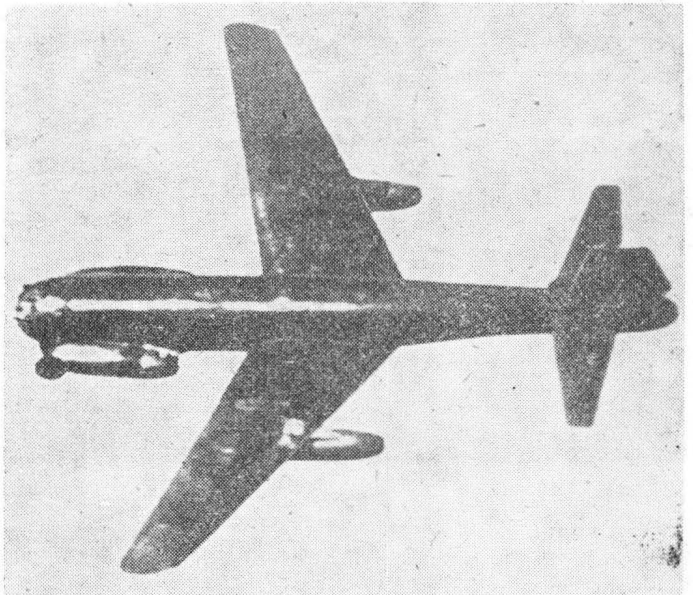


Rys. 1. Radziecki dwumiejscowy szybowiec KIM-2 Stachanowiec z 1936 r.

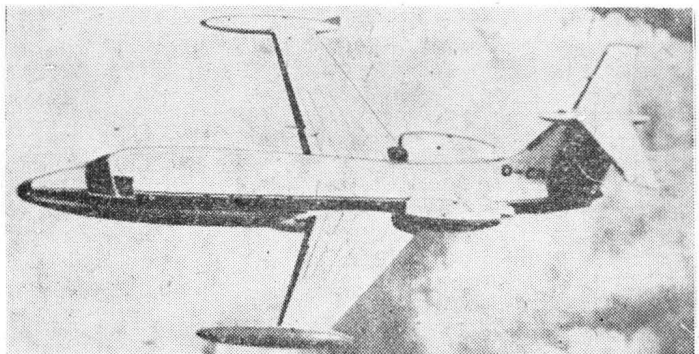
W 1944 r. w Niemczech wykonał pierwszy lot odrzutowy samolot bombowy Junkers Ju-287, w którym zastosowano skrzydła ze skosem do przodu 20° z dwóch powodów. Chciano przede wszystkim uzyskać dużą komorę bombową w środku ciężkości samolotu, co przy zrzuceniu bomb nie powodowało zmian wyważenia samolotu. Przesunięcie okuć skrzydłowych do tyłu rozwiązywało ten problem przy skrzydłach skośnych do przodu. Ponieważ był to samolot odrzutowy, latający z prędkością poddźwiękową, nadanie skrzydłom skosu (do tyłu lub do przodu) było bardzo pożądane, ze względu na potrzebę uzyskania dużej prędkości maksymalnej, zaś na skrzydle skośnym opór falowy



Rys. 2. Szybowiec dwumiejscowy SZD-9 bis Bocian z 1952 r.



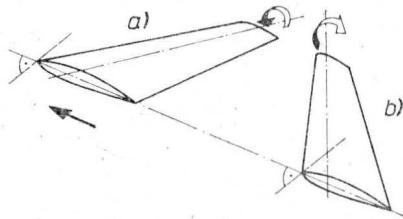
Rys. 3. Samolot bombowy Junkers Ju-287 z 1944 r.



Rys. 4. Samolot dyspozycyjny HFB-320 Hansa z 1964 r.

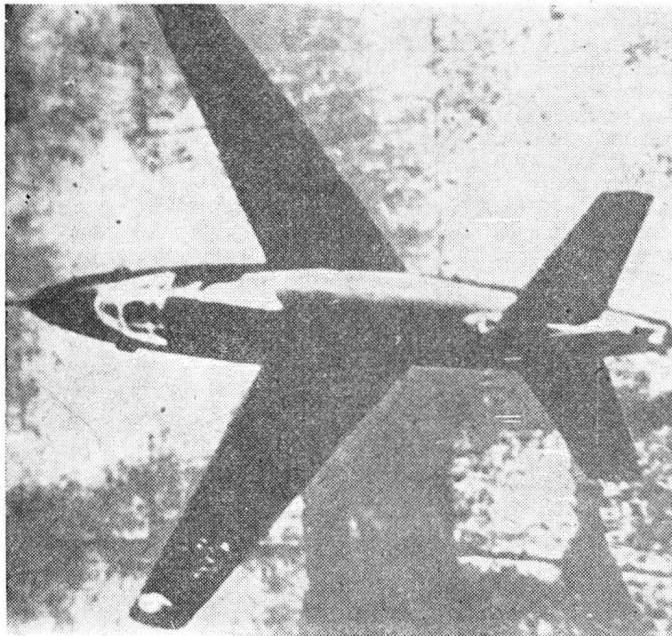
tą poprzeczną stateczności i sterowności. W związku z tym zjawiskiem Hansa miała sloty na przykadłubowej części skrzydeł.

Z geometrii skrzydła skośnego wynika, że ta część siły nośnej, która działa na końce skrzydeł powoduje ich skręcenie, a nie tylko zginanie. Stąd wzrost prędkości powo-



Rys. 5. Skręcenie końców skrzydeł: a) ze skosem do tyłu, b) ze skosem do przodu

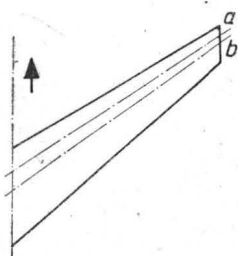
duje w skrzydłach skośnych do tyłu zmniejszenie kąta natarcia końców skrzydeł. Natomiast dla skrzydeł ze skosem do przodu występuje zjawisko wręcz odwrotne. Przy wzroście prędkości lotu kąt natarcia końców skrzydeł wzrasta. Zjawisko to jest niebezpieczne, gdyż powoduje rozbieżność skrętną skrzydła, czyli może doprowadzić do



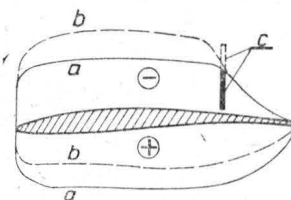
Rys. 6. Szybowiec W. Cybina LL-2 z 1947 r.



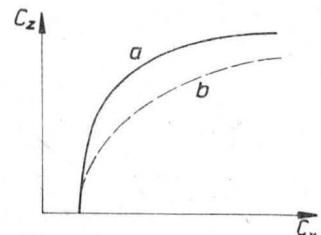
Rys. 7. Makieta samolotu doświadczalnego DARPA z 1979 r. Fot. A. Glass



Rys. 8. Przesunięcie się skręceń w konstrukcji kompozytowej o ukształtowanej odpowiednio elastyczności (b), w stosunku do konstrukcji metalowej (a)



Rys. 9. Rozkład ciśnień na profilu skrzydła: a) ze skosem do przodu, b) ze skosem do tyłu, c) położenie lokalnej fali uderzeniowej



Rys. 10. Biegunowa skrzydła: a) ze skosem do przodu, b) ze skosem do tyłu

ich ukreślenia. Dlatego, przy takim samym rodzaju konstrukcji i dla takiej samej prędkości lotu, skrzydło ze skosem do przodu musi być sztywniejsze, czyli cięższe. Zjawisko to poznano w drugiej połowie lat czterdziestych, gdy powstawały pierwsze samoloty ze skrzydłami skośnymi. Dlatego na samolotach zastosowano powszechnie skrzydła ze skosem do tyłu.

W celu zbadania właściwości skrzydła o skosie do przodu w 1947 r. w ZSRR powstał doświadczalny szybowiec LL-2 W.P. Cybina, który przeszedł próby w locie.

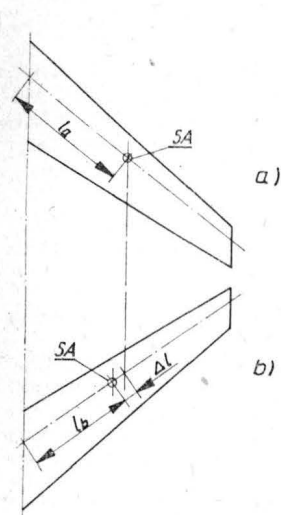
W drugiej połowie lat siedemdziesiątych amerykański Zarząd Badań Wojskowych DARPA zamówił serię badań obejmujących badania tunelowe, projekty wstępne samolotu o skosie do przodu oraz budowę prototypu takiego samolotu. Zainteresowanie tym tematem zostało spowodowane nowym nań spojrzeniem. Otóż rozwój zastosowania tworzyw kompozytowych doprowadził do poznania sposobów kształtowania ich sztywności. Pozwoliło to na tworzenie kompozytowych konstrukcji lotniczych z odpowiednio ukształtowanymi właściwościami aeroelastycznymi, innymi niż dla konstrukcji metalowych czy drewnianych. Zastosowanie takich konstrukcji kompozytowych do skrzydła ze skosem do przodu daje możliwości pozbycia się jego wad. Uzyskanie przesunięcia osi skręceń skrzydła do tyłu pozwala, bez wzrostu masy konstrukcji, na podwyższenie dopuszczalnej prędkości lotu, przy której nie nastąpi rozbieżność skrętna skrzydła. Doświadczenia laboratoryjne wykazały, że istnieje możliwość podwyższenia tej prędkości poza zakres stosowany przez samoloty myśliwskie.

Pomiary aerodynamiczne rozkładu ciśnień dla skrzydła ze skosem do przodu pokazały, że na profilu takiego skrzydła rozkład ciśnień jest inny niż dla skrzydła ze skosem do tyłu. Dla skrzydła ze skosem do tyłu podciśnienie nad skrzydłem jest znacznie większe niż pod skrzydłem. Natomiast dla skrzydła ze skosem do przodu różnice między tymi ciśnieniami są znacznie mniejsze. Wiąże się to m.in. z faktem, że dla skrzydeł zbieżnych o analogicznej geometrii, czyli takim samym skosie mierzonym w miejscu fali uderzeniowej (np. 39°) występującym w 70% cięciwy, dla skrzydła ze skosem do przodu można uzyskać znacznie mniejszy skos krawędzi natarcia (np. 30°) niż dla skrzydła ze skosem do tyłu (np. 45°). Takie zmniejszenie różnicy ciśnień powoduje, że dla danej wielkości współczynnika siły nośnej i danej prędkości poddźwiękowej powstająca na górnej powierzchni skrzydła lokalna fala uderzeniowa będzie dla skrzydła ze skosem do tyłu słabsza, czyli jego opór falowy będzie mniejszy. W wyniku tego biegunowa aerodynamiczna skrzydła ze skosem do przodu jest korzystniejsza od biegunowej skrzydła ze skosem do tyłu. Zaś zmniejszenie oporu jest dziś bardzo ważną sprawą dla samolotów myśliwskich. Możliwość uzyskania wzrostu siły nośnej, przy mniejszym wzroście oporu niż dla samolotu o skosie do tyłu, pozwala na uzyskanie przez samolot ze skrzydłem o skosie do przodu większej zwrotności niż ze skrzydłem skośnym do tyłu. Wagi tej szansy dla samolotu myśliwskiego nie trzeba dowodzić. Obniżenie oporu oznacza, że zarówno do wykonywania zwrotów, jak i do lotu poziomego będzie potrzebny mniejszy ciąg silnika, czyli spadnie zużycie paliwa. Pozwoli to na zmniejszenie masy samolotu, gdyż druga możliwość, wzrost zasięgu, nie jest w tym przypadku tak cenna.

Ponadto dla skrzydła ze skosem do przodu środek aerodynamiczny (środek sił aerodynamicznych) znajduje się bliżej kadłuba, niż dla analogicznego skrzydła ze skosem do tyłu. Dla skrzydeł o skosie rzędu 40° mierzonym w 50% cięciwy ów środek może być bliżej o 10 do 12% dla skrzydła ze skosem do przodu. Oznacza to, że takie skrzydło przy takiej samej sile nośnej będzie obciążone mniejszym momentem zginającym, co pozwoli na zmniejszenie masy jego konstrukcji bądź przy tej samej masie na

zwiększenie jego rozpiętości i wydłużenia, co spowoduje z kolei zmniejszenie indukowanego oporu skrzydła.

W 1978 r. trzy wytwórnie amerykańskie przystąpiły do prac nad samolotem ze skosem skrzydeł do przodu: General Dynamics, Grumman i Rockwell. Na początku 1981 r.

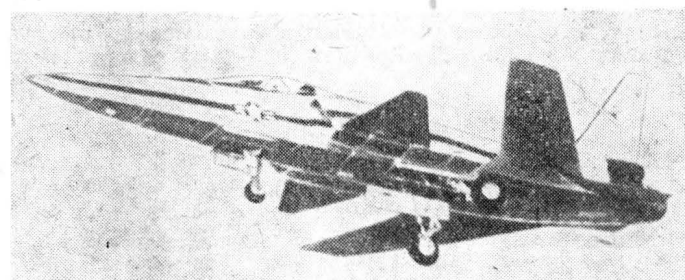


Rys. 11. Zginanie skrzydeł: a) ze skosem do tyłu, b) ze skosem do przodu; SA — środek aerodynamiczny, AL — zmniejszenie ramienia zginania

wstępną eliminację wygrała wytwórnia Grumman, której powierzono budowę dwóch prototypów samolotu oznaczonego X-29A. Do przyspieszenia budowy prototypów przód kadłuba wraz z podwoziem przednim wykorzystano od samolotu Northrop F-5A, zaś elementy układu sterowania i podwozie główne od samolotu General Dynamics F-16. X-29A otrzymał układ kaczki. Jego skrzydła są z kompozytu węglowo-epoksydowego i mają grubość względną 4,9%. Samolot został zaprojektowany dla neutralnej stateczności podłużnej (tzn. środek ciężkości znajduje się w środku aerodynamicznym) w locie naddźwiękowym. Natomiast podczas podejścia do lądowania będzie miał środek ciężkości o 35% średniej ciężkości aerodynamicznej za środ-

że przy współczynniku siły nośnej 0,9 typowym podczas wykonywania zwrotów dzięki zastosowaniu skosu do przodu, opór skrzydła X-29 będzie o 13% mniejszy niż dla skrzydła ze skosem do tyłu. Natomiast zwiększenie wydłużenia skrzydła z 5,04 do 5,81, na które przy tej samej masie konstrukcji pozwala zmniejszony moment gnący (z powodu przesunięcia w kierunku kadłuba środka sił aerodynamicznych), zmniejszy opór skrzydła o dalsze 8%. Daje to łącznie zmniejszenie oporu o 21%.

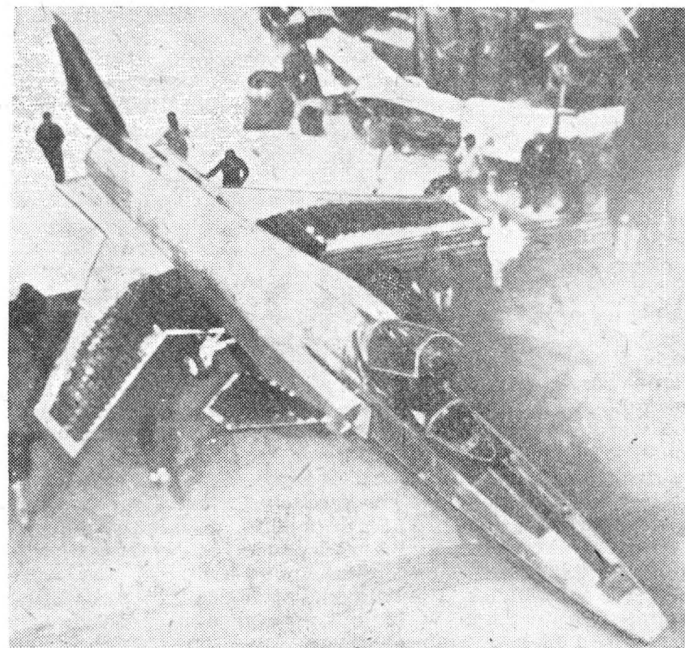
G.L. Spacht uważa, że samolot myśliwski ze skrzydłami o skosie do przodu przy układzie kaczki będzie lżejszy, tańszy i zwrotniejszy oraz będzie miał lepszą sterowność przy małych prędkościach i niższą prędkość przeciągnięcia niż obecne samoloty ze skrzydłami skośnymi do tyłu. Współczesny samolot myśliwski o masie 19 000 kg może być zastąpiony samolotem o masie rzędu 13 600 kg, czyli aż o 28,6% lżejszym. Wytwórnia przewiduje, że X-29 może być pierwszą przymiarką do budowy samolotu ATF (ulepszony taktyczny myśliwiec), który ma być gotowy w 1993 r.



Rys. 12. Samolot X-29 — rysunek

kiem aerodynamicznym. Samolot będzie stateczny dzięki trójkanałowemu cyfrowemu pilotowi automatycznemu zawierającemu dublujący układ analogowy (awaryjny).

Kierujący realizacją programu budowy X-29 Glenn L. Spacht na podstawie prób modelowych i obliczeń twierdzi,



Rys. 13. Grumman X-29 w budowie

dla USA. Koszt realizacji programu budowy i badań X-29 ma wynieść 92 mln dol. G.L. Spacht przewiduje, że opracowanie samolotu ATF wg koncepcji X-29 obniży koszty rozwojowe o 19%, tj. o ok. 500 mln dol., zaś koszty eksploatacji o 14%, co przy użytkowaniu 500 samolotów przez 15 lat daje oszczędność 3 mld dol.

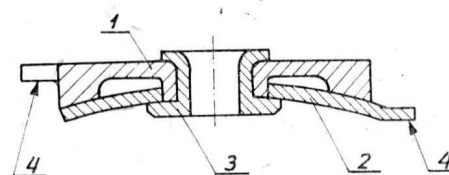
LITERATURA

1. R. BRAYBROCK: Aircraft Design Philosophy. No 2: Glenn Spacht of Grumman. *Air International*, nr 4, 1984
2. G.L. SPACHT: X-29 Programm. Grumman 1984
3. J.W.R. TAYLOR: Jane's All the World's Aircraft 1983-1984, London 1983

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

● Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Krosno zgłosiła do opatentowania sposób tłumienia drgań powierzchni sterowych statku powietrznego oraz tłumik drgań powierzchni sterowych statku powietrznego (wynalazcy: K. Jarzab, S. Kustron i J. Krawczyk). Wynalazek dotyczy sposobu tłumienia drgań kątowych powierzchni sterowych statku powietrznego, zwłaszcza steru o osi obrotu w osi wyporu, oraz tłumika drgań kątowych powierzchni sterowych statku powietrznego, przy czym rozwiązuje zagadnienie opracowania prostego sposobu oraz tłumika, które skutecznie wytłumiają drgania oraz likwidują skutki luzów w łańcuchu kinematycznym napędu steru, zwłaszcza w ma-

łych samolotach. Sposób wg wynalazku polega na tym, że na powierzchnię stero-



wą oddziałuje się reakcyjnym obrotowym momentem hamującym o biegunie skupionym w osi obrotu i o zwrocie przeciw-

nym do kierunku obrotu powierzchni sterowej.

Tłumik drgań kątowych powierzchni sterowej stanowi tarcza 1 i umieszczona obrotowo na jej piaście sprężysta tarcza 2, połączona z tarczą 1 nitami 3, ze wstępnym poosiowym naprężeniem sprężystym. Zaczepy 4 łączą kinematycznie powierzchnię sterową z nieruchomymi elementami statku powietrznego. Wytworzona sprężystością tarczy 2 siła tarcia między tarczami 1 i 2 tłumia drgania kątowe powierzchni sterowej.

Skrót opisu patentowego wynalazku, chronionego czterema zastrzeżeniami, opublikowano w BUP nr 8/1982 r., w klasie B 64 C, pod nr P. 231677T.

Systemowym procesie projektowania silników lotniczych

Doc. dr hab. inż. ANDRZEJ LESIKIEWICZ
Dr inż. KAZIMIERZ LEJDA
Dr inż. PIOTR ZAJĄC
Politechnika Rzeszowska

Zapewnienie warunków umożliwiających wytwarzanie silników lotniczych, które nie odbiegalyby poziomem technicznym od rozwiązań produkcyjnych firm światowych, leży nie tylko w sferze zagadnień technologicznych, lecz również w fazie poprzedzającej, tzn. w szeroko pojętym procesie konstruowania. Dotychczasowy brak potrzeb opracowywania nowych konstrukcji, a nawet dokonywania istotnych modernizacji produkcji bieżącej, spowodował brak w tym zakresie nie tylko efektywnych narzędzi badawczych, ale również brak kadry, która potrafiłaby tymi narzędziami skutecznie się posługiwać. Utrzymywanie takiego stanu, bez przedsięwzięcia odpowiednich środków zaradczych, rozszerza lukę w możliwościach partnerstwa z wysoko rozwiniętymi firmami światowymi.

Konstruowanie jest skomplikowanym przedsięwzięciem organizacyjnym i technicznym, którego realizacja wymaga kompleksowego spojrzenia na sam proces powstawania i eksploatacji silnika. Stąd też rola konstruktora, rozumiana najczęściej tradycyjnie jako opracowywającego dokumentację konstrukcyjną obiektu o niestabilnych właściwościach użytkowych, musi ulec zmianie. Uświadomienie sobie tej konieczności wymaga w głównej mierze pokonywania barier psychologicznych i stworzenia odpowiednich warunków dla koncepcyjnej pracy. Stanowi to podstawowy warunek do opanowania umiejętności nowoczesnego konstruowania i, wbrew pozorom, kwestia kosztów materialnych nie jest tutaj najważniejsza.

Głównym zadaniem konstruktora jest opracowanie i przygotowanie do produkcji obiektu o zadanych parametrach funkcjonalnych i prognozowanych właściwościach, takich jak koszt, trwałość, niezawodność itp.

Złożoność zjawisk fizycznych zachodzących w silniku spalinowym wymaga w fazie konstruowania posługiwania się jego modelem obliczeniowo-badawczym. Najdoskonalszy oczywiście praktycznie jest model, w którym istnieje pełna spójność między matematycznym opisem zjawisk i wynikami rzeczywistymi. Niezwykle istotną sprawą z punktu widzenia inżynierskiego jest uproszczenie modelu matematycznego, gdyż model dokładny nie musi być wcale modelem skomplikowanym.

Systemowy proces konstruowania silników

Posługiwanie się systemowym procesem konstruowania silników spalinowych pozwala na:

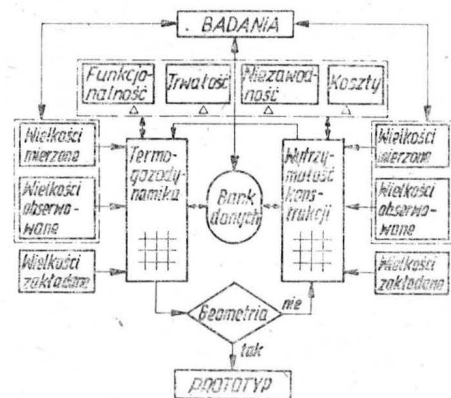
- prognozowanie i ocenę charakterystyk silnika, a także analizę wpływu na te charakterystyki zmian konstrukcyjnych zespołów i elementów,
- ocenę wytrzymałości materiałowej podstawowych elementów silnika i analizę możliwości zmian wytrzymałości zarówno w kierunku wzmocnienia elementów zbyt słabych, jak i osłabienia zbyt nisko obciążonych,

- określenie trwałości i niezawodności silnika wraz z analizą wpływu na trwałość ewentualnych zmian konstrukcyjnych i regulacyjnych zespołu napędowego,
- określenie kosztów produkcji i eksploatacji.

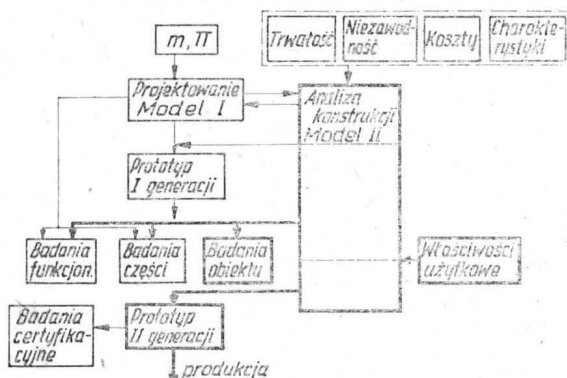
Ideę podejścia do systemowego procesu konstruowania silnika przedstawia rys. 1.

Przyjęcie podstawowych danych wyjściowych do uzyskania żądanych osiągnięć silnika prowadzi do opracowania dokumentacji konstrukcyjnej (model I). Na podstawie rysunków konstrukcyjnych zostaje następnie przeprowadzona analiza konstrukcji, trwająca jako proces ciągły aż do pełnego uruchomienia produkcji. W tym czasie, za pomocą budowy odpowiednich modeli obliczeniowych, następuje dopracowanie konstrukcji pod względem osiągnięcia zamierzonych parametrów funkcjonalnych i użytkowych. Analiza konstrukcji zaprojektowanego silnika prowadzi w fazie początkowej do opracowania i wykonania prototypu I generacji. Przeprowadzenie badań funkcjonalnych prototypu na stoiskach hamownianych i w eksploatacji, połączonego z kompleksowym badaniem zespołów i elementów silnika, pozwala na uzyskanie rzeczywistych informacji o osiągnięciach silnika, jego walorach eksploatacyjnych i właściwościach użytkowych części składowych. Informacje zostaną w sprzężeniu zwrotnym wykorzystane do analizy konstrukcji prototypu I generacji.

Realizacja systemowego procesu konstruowania, opartej na analizie konstrukcji (model II), począwszy od pewnego momentu pozwala podjąć ostateczną decyzję w kwestiach właściwości użytkowych silnika. Po przyjęciu kompromisowo uzgodnionych: kosztów, trwałości i niezawodności oraz przebiegu charakterystyk, następuje budowa prototypu II generacji. Prototyp ten służy wyłącznie do



Rys. 2. Struktura systemu analizy konstrukcji silnika



Rys. 1. Idea systemowego podejścia do procesu konstruowania silnika

badań certyfikacyjnych i może stanowić serię informacyjną. Analiza konstrukcji prototypu II generacji, po jego kompleksowych badaniach i określeniu kosztów produkcji i eksploatacji, jest jednoznacznie uzasadnioną podstawą do pełnego uruchomienia cyklu produkcyjnego.

Model II, będący w szerokim ujęciu modelem docelowym, jest efektem ciągłej analizy konstrukcji i zestawia w jedną logiczną całość: analizę obliczeniową, planowanie eksperymentu i jego realizację oraz potrzeby technologiczno-materiałowe. Strukturę systemu analizy konstrukcji silnika przedstawia rys. 2.

Z przedstawionej powyżej informacji na temat procesu konstruowania silników uwidacznia się bezcelowość przy czynkowych prac badawczych nie wiążących się w cały logicznie uzasadniony system.

Fragment systemowego procesu konstruowania przedstawiono na przykładzie opracowanego modelu prognozowania charakterystyk użytkowych silnika.

Model prognozowania charakterystyk stoiskowych i wysokościowych

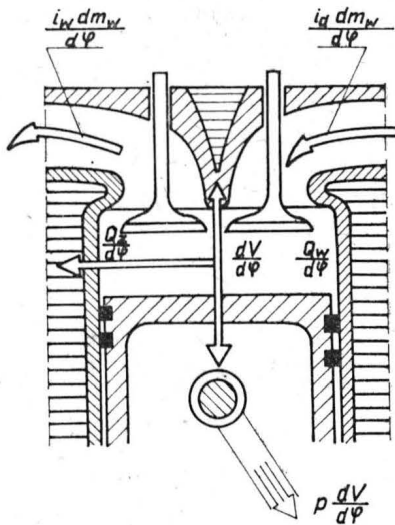
Prognozowanie charakterystyk stoiskowych i wysokościowych silnika stanowi istotną część systemowego procesu konstruowania na etapie opracowywania prototypu I generacji.

Model prognozowania charakterystyk podano dla charakterystyk śmigłowych i wysokościowych tłokowego silnika lotniczego typu PZL-Franklin.

Opracowana metoda prognozowania tych charakterystyk została oparta na modelu termodynamicznym tłokowego silnika spalinyowego. Schemat przyjętego modelu termodynamicznego przedstawiono na rys. 3.

Podstawę obliczeń w przyjętym modelu stanowi badanie chwilowych stanów równowagi energii wewnętrznej czynnika roboczego znajdującego się w cylindrze silnika. Uwzględniono następujące czynniki mające wpływ na zmianę tej energii:

- ciepło doprowadzane w postaci energii chemicznej zawartej w mieszance,
- entalpię dopływającego czynnika przez zawór ssący,
- pracę czynnika przekazywaną na denko tłoka,
- entalpię wypływających spalin przez zawór wydechowy,



Rys. 3. Schemat obliczeniowy modelu termodynamicznego silnika

— ciepło wymieniane z otoczeniem przez ścianki cylindra.

Zmiana energii wewnętrznej silnika, powodująca zmianę jego parametrów, jest podstawą do określenia temperatury czynnika roboczego. Można ją wyznaczyć z następujących zależności:

$$\frac{dT}{d\varphi} = \frac{1}{m} \frac{\partial u}{\partial T} \left[\frac{dQ_w}{d\varphi} - \frac{dQ_z}{d\varphi} - p \frac{dV}{d\varphi} - RT \frac{dm_w}{d\varphi} + (i_d - u) \frac{dm_d}{d\varphi} + m \frac{\partial u}{\partial g_s} \frac{dg_s}{d\varphi} \right] \quad (1)$$

gdzie:

- T — temperatura czynnika roboczego w cylindrze,
- m — masa czynnika roboczego w cylindrze,
- u — energia wewnętrzna czynnika w cylindrze,
- $\frac{dQ_w}{d\varphi}$ — szybkość wywiązywania się ciepła w czasie procesu spalania,
- $\frac{dQ_z}{d\varphi}$ — szybkość wymiany ciepła między czynnikiem roboczym a elementami ograniczającymi przestrzeń roboczą,
- p — ciśnienie czynnika roboczego w cylindrze,
- V — objętość przestrzeni roboczej,
- R — indywidualna stała gazowa,
- m_w — masa spalin wypływających z cylindra,
- i_d — entalpia czynnika dopływającego do cylindra,
- m_d — masa czynnika dopływającego do cylindra,
- g_s — udział spalin stechiometrycznych w czynniku roboczym,
- φ — kąt obrotu wału korbowego silnika.

Przeprowadzony równoległe do równania bilansu energii wewnętrznej silnika bilans masy pozwala na określenie w każdej chwili ilości masy czynnika znajdującego się w cylindrze. Można ją wyznaczyć z następującego równania:

$$dm = dm_d - dm_w \quad (2)$$

Znajomość T i m przy wykorzystaniu równania Clapeyrona pozwala określić w każdej chwili wartość ciśnienia p czynnika roboczego w cylindrze. Wyznaczone ciśnienie pozwala na sporządzenie wykresu indykatorowego $p = f(\varphi)$, który następnie stanowi podstawę do prognozowania charakterystyk silnika oraz oceny wyteżenia materiałowego jego zespołów i elementów.

Przedstawiona idea modelu termodynamicznego silnika tłokowego została skutecznie zweryfikowana dla obiektów rzeczywistych. Uzyskane wyniki obliczeń okazały się w pełni zgodne z wynikami badań stoiskowych.

Przebieg obliczeń dla prognozowania charakterystyk stoiskowych i wysokościowych silnika PZL-Franklin przedstawia opracowany algorytm (rys. 4).

Opis bloków algorytmu

Blok 0 — obliczenie wartości stałych parametrów podczas całego toku obliczeń

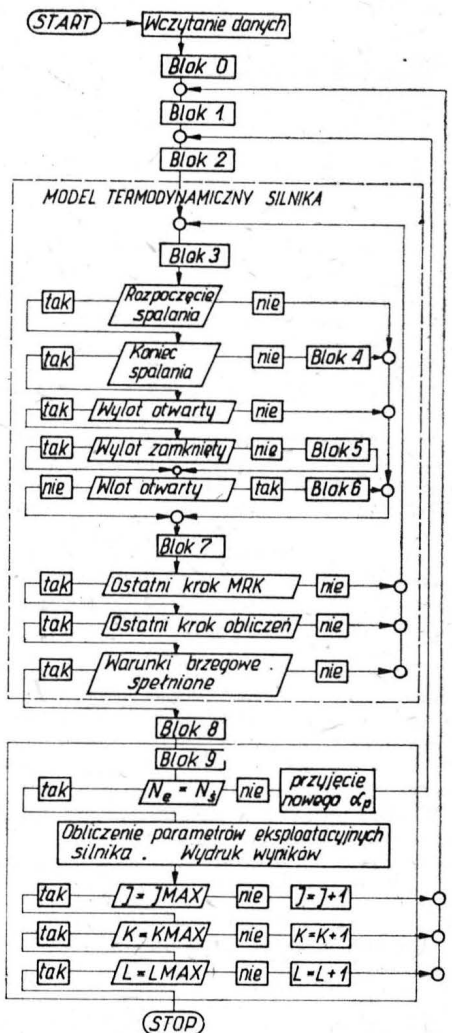
Blok 1 — określenie prędkości obrotowej silnika, kąta położenia przepustnicy α_p oraz parametrów otoczenia w funkcji wysokości H

Blok 2 — określenie składu mieszanki oraz parametrów mieszanki p , T , ρ

Blok 3 — początek obliczenia procesów termodynamicznych silnika; przyjęcie w pierwszym kroku obliczeniowym parametrów czynnika roboczego w chwili zamknięcia zaworu ssącego; w kolejnych krokach parametrami wejściowymi są wartości obliczone otrzymane na końcu procesu obliczeń.

Blok 4 — obliczenie parametrów procesu spalania,

$$m. in. \frac{dQ_w}{d\varphi}$$



Rys. 4. Algorytm obliczeń modelu prognozowania charakterystyk stoiskowych i wysokościowych

Blok 5 — określenie parametrów wydechu spalin oraz ilości czynnika opuszczającego przestrzeń cylindra w czasie kroku obliczeń $d\varphi$ (dm_w)

Blok 6 — obliczenie parametrów procesu napełniania oraz ilości mieszanki dopływającej do cylindra dm_d

Blok 7 — określenie parametrów procesu wymiany ciepła między czynnikiem a przestrzenią roboczą cylindra $\frac{dQ_z}{d\varphi}$

Blok 8 — zapamiętanie obliczonych wielkości z poprzedniego kroku obliczeniowego; obliczenie całki $\int_{\varphi_1}^{\varphi_{10}} p dV$ (φ_1 — początek obliczeń, φ_{10} — koniec obliczeń); wybór wartości maksymalnej temperatury i ciśnienia z obliczeniowego cyklu pracy

Blok 9 — obliczenie średniego ciśnienia indykowanego i średniego ciśnienia użytecznego silnika; określenie mocy użytecznej silnika N_e i porównanie z mocą pobieraną przez śmigło N_s (w przypadku $N_e > N_s$ zmniejszany jest kąt ustawienia przepustnicy a_p , a w przypadku $N_e < N_s$ powiększany a_p).

W przypadku niezgodności wartości N_e i N_s obliczenia powtarzane są od początku począwszy od bloku 2. Po uzyskaniu wystarczającej zgodności $N_e \cong N_s$ obliczane są pozostałe parametry eksploatacyjne silnika i następuje wydruk wyników obliczeń. Przyjmowane są następnie nowe zadania do obliczeń w zależności od zadanych wskaźników IMAX, KMAX, LMAX i obliczenia powtarza się począwszy od bloku 1.

Wskaźnikami sterującymi są:

I — przyjmujący wartości od 1 do IMAX — sterujący prędkością obrotową silnika,

K — przyjmujący wartości od 1 do KMAX — sterujący obciążeniem silnika w przypadku zmiennego kąta ustawienia śmigła,

L — przyjmujący wartości od 1 do LMAX — sterujący wysokością H .

Obliczenia kolejnych procesów termodynamicznych silnika prowadzą się do wyznaczenia kolejnych składników równania (1). Równanie to rozwiązywane jest systemem różnic skończonych z wykorzystaniem metody Rungego Kutty, przy czym krok obliczeń $d\varphi$ jest w zasadzie dowolny. Praktyka obliczeń wykazała, że zmniejszenie kroku obliczeń poniżej $0,5^\circ$ OWK nie wpływa na dokładność obliczeń, a jedynie je wydłuża.

* * *

Reasumując przedstawione w niniejszym artykule uwagi nt. konstruowania silników i prognozowania charakterystyk można sformułować następujące wnioski:

— proces konstruowania silników wymaga kompleksowego podejścia do opracowywanego obiektu, uwzględniającego wszelkie prognozowane właściwości konstrukcyjne, technologiczne i eksploatacyjne,

— posługiwanie się systemowym procesem konstruowania umożliwi opracowanie konstrukcji silnika o optymalnych, w danych warunkach, właściwościach użytkowych,

— analiza konstrukcji modelu powinna być procesem ciągłym i obejmować również, po uruchomieniu cyklu produkcyjnego, zakres bieżącej optymalizacji silnika,

— prognozowanie charakterystyk eksploatacyjnych stanowi istotną część metody analizy konstrukcji, umożliwiając dopracowanie konstrukcji silnika dla założonych optymalnych parametrów.

LITERATURA

1. A. LESIKIEWICZ, K. LEJDA, P. ZAJĄC: Opracowanie modelu prognozowania charakterystyk użytkowych oraz modelu trwałości i niezawodności silnika PZL-Franklin. Sprawozdanie Politechniki Rzeszowskiej nr 2/V — 1010; 1983 r.

Zasady projektowania obiektów naziemnej obsługi transportu lotniczego

Doc. dr inż. BERNARD RZECZYŃSKI

Institut Gospodarki Przestrzennej
Akademia Ekonomiczna w Poznaniu

Działalność transportu lotniczego tylko w nieznacznej części związana jest z przebywaniem samolotu czy śmigłowca w powietrzu. Znacznie dłużej samolot i śmigłowiec (statek powietrzny) przebywa na ziemi. Przebywanie na ziemi (lotnisku) wynika z realizacji zadań przewozowych, a więc odpraw przed odlotem i po przylocie, oczekiwaniem na odprawy, manewrowaniem i postojem na lotnisku oraz przeglądami techniczno-eksploatacyjnymi, zaopatrzeniem w paliwo i żywność (dla pasażerów), naprawami głównymi, naprawami podwozia, osprzętu itp.

Skuteczność działania transportu lotniczego zależy przede od systemu jego obsługi naziemnej, w którym istotną rolę odgrywają podstawowe obiekty obsługowe i techniczne wspólnego portu lotniczego, a więc dworce lotnicze, składy towarowe i obiekty zaplecza technicznego, wśród nich przede wszystkim hangary i stacja materiałów pędnych i smarów.

Obiekty obsługi przewozów

Dworce lotnicze

Współczesny port lotniczy jest równocześnie portem samochodowym, a jego podstawowym obiektem obsługi

przewozów pasażerskich jest dworzec lotniczy. Wzrost liczby i wielkości samolotów na płycie peronowej oraz dowozowego ruchu samochodowego wywiera istotny wpływ na geometryczne kształtowanie strefy dworca lotniczego. Wiele nowych projektów portów lotniczych, częściowo już zrealizowanych, stanowi najmłodszą, czwartą generację ich zespołów dworcowych [3] (rys. 1).

Układ funkcjonalny dworca powinien zapewniać przepływ potoków pasażerskich najkrótszą drogą i w najkrótszym czasie od podjazdu samochodowego do stanowiska obsługi i poczekalni, a następnie do samolotu. Powinien on nadto ułatwiać pasażerom (a także osobom im towarzyszącym lub zwiedzającym) korzystanie z takich urządzeń czy pomieszczeń dworcowych jak restauracja, kawiarnia, toalety, telefon, stoiska handlowe itd. (rys. 2). W dworcu lotniczym znajdują się także: biura linii (towarzystw) lotniczych i administracja portu oraz skład towarowy i służba kierowania ruchem lotniczym¹⁾, przy czym w dużych portach lotniczych te ostatnie wydzielane są często w oddzielne obiekty.

Niektóre pomieszczenia czy urządzenia mogą być lokalizowane na innej kondygnacji niż przeznaczona do pod-

stawowego zadania, czyli obsługi przewozów pasażerskich (np. biura linii lotniczych, administracja portu, hotel itd.). Służba kierowania ruchem lotniczym powinna być zlokalizowana na najwyższej kondygnacji lub nawet w specjalnym pomieszczeniu ponad nią, oszklonym przynajmniej z trzech stron i stwarzającym możliwość wzrokowej obserwacji najbliższego otoczenia portu lotniczego. W wielu dworcach lotniczych ruch rozdzielany jest nie tylko poziomo (pasażerowie i bagaż oraz ewentualnie towar), lecz również pionowo (także te same masy transportowe oraz często rozdzielnie pasażerowie odlatujący i przylatujący) na różne kondygnacje.

¹⁾ Nazywana często skrótoowo wieżą kontroli ruchu lotniczego. Służba ta — mieszcząca się nie tylko w wieży, stanowiącej centrum kierowania ruchem — obejmuje m.in. następujące zadania:

- kierowanie ruchem samolotów (statków powietrznych) przylatujących (w tym oczekujących na kolejność lądowania), odlatujących i manewrujących w porcie lotniczym, z zastosowaniem do tego celu systemów radiowych i radarowych,
- określanie warunków i prognoz meteorologicznych dla obszaru rejonu portu lotniczego i na każdy przelot,
- sterowanie oświetleniem i sygnalizacją świetlną portu i obszaru zbliżania,
- kierowanie ruchem peronowym samolotów.

Powierzchnia dworca lotniczego determinowana jest potokami pasażerów, zwłaszcza przybywających na odlot (potok wejściowy) w godzinie szczytowej, aczkolwiek proporcje między podstawowymi zespołami pomieszczeń są stałe i niezależne od natężenia potoku pasażerów (tabl. 1). Dla przewozów wewnętrznych (krajowych) powierzchnia dworca lotniczego wynosi przeciętnie od 600÷700 m² do 5000÷6000 m² (tabl. 2). Parking przed-dworcowy oblicza się przyjmując jedno stanowisko na 1÷1,5 pasażera w godzinie szczytowej, natomiast peron lotniczy wymaga powierzchni ok. 10 000 m² na jedno stanowisko samolotu (łącznie z powierzchnią manewrową) [6].

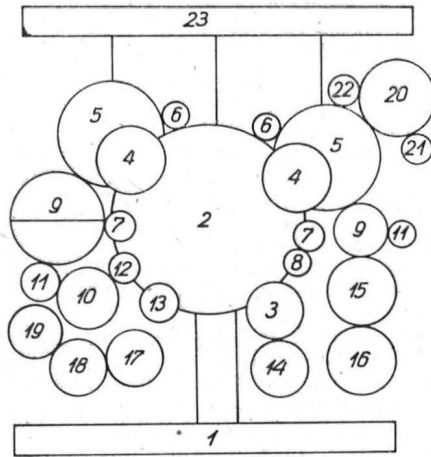
Powierzchnia peronu lotniczego zależy nadto od organizacji przewozów samolotami o określonej pojemności (tabl. 3).

Porty lotnicze przeznaczone do operacji krótkiego startu i lądowania mają dworce o powierzchni 400÷500 m², natomiast duże porty międzynarodowe przyjmujące rocznie kilkanaście, a nawet kilkadziesiąt milionów pasażerów dysponują zespołami dworcowymi o łącznej powierzchni do kilkuset tysięcy m² [3].

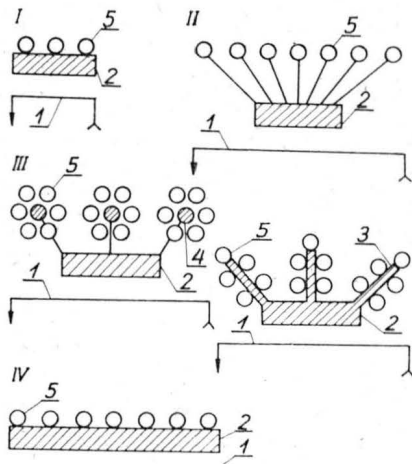
Dworce lotnicze dzieli się na typy w zależności od przepustowości obliczeniowej, czyli liczby pasażerów w godzinie szczytowej (tabl. 4).

Dworzec lotniczy lokalizowany jest centralnie względem układu dróg start-

owych, zarówno na zewnątrz, jak i wewnątrz tego układu, np. między równoległymi drogami startowymi. Niektóre większe porty lotnicze, zwa-



Rys. 2. Układ funkcjonalny podstawowych pomieszczeń i urządzeń obsługi przewozów pasażerskich w dworcu lotniczym (przyjmującym także ruch towarowy): 1 — podjazd samochodowy, 2 — sala operacyjna (odpraw), poczekalnia ogólna, 3 — kasy biletowe i informacja, 4 — stanowiska rejestracji biletów i zdawania bagażu oraz odprawy celnej i paszportowej, 5 — poczekalnia dla pasażerów po odprawie, 6 — stanowiska wydawania bagażu, 7 — toalety, 8 — przechowalnia bagażu, 9 — restauracja, 10 — kawiarnia, 11 — kuchnia, 12 — pomieszczenia dla matki z dzieckiem i osób wymagających opieki lekarskiej, 13 — zespół usługowy (fryzjer, krawiec itd.), 14 — zespół handlowy (kioski, kwiatarnie, wynajem samochodów itd.), 15 — poczta, 16 — skład towarowy, 17 — biuro przedsiębiorstwa linii lotniczych, 18 — administracja portu lotniczego, 19 — hotel, 20 — służba kierowania ruchem lotniczym, 21 — obsługa techniczna portu lotniczego, 22 — służba porządkowa publicznego, 23 — peron lotniczy



Rys. 1. Generacja dworców (portów) lotniczych: I, II, III, IV — kolejne generacje; 1 — parking, ściśle długość podjazdu samochodów pod dworzec lotniczy, 2 — dworzec lotniczy lub jego centralna część, 3 — wydłużone kryte perony, 4 — pawilony (poczekalnie) satelitarne, 5 — stanowiska samolotów

TABLICA 1. Podział powierzchni dworca lotniczego

Zespoły pomieszczeń	Udział, %
Powierzchnia obsługi przewozów	50
Poczekalnia	20
Zaplecze biurowe obsługi przewozów	10
Restauracja, usługi	10
Służba kierowania ruchem lotniczym	7
Administracja, biura linii lotniczych	3

Źródło: Opracowanie własne na podstawie analizy układów dworców lotniczych

¹⁾ Wg [1] wynosi ona dla Stolportu obsługiwanego przez samoloty Dash 7 462 m².

²⁾ Np. w budowanym obecnie międzynarodowym porcie lotniczym Taoyuan dla Tajpeh na Tajwanie wyniesie ona 163 900 m² [5].

TABLICA 2. Powierzchnia dworca lotniczego w zależności od natężenia potoków pasażerów przylatujących i odlatujących

Natężenie potoków pasażerów		Powierzchnia dworca, m ²
w roku	w godzinie szczytowej	
100 000	150	600÷700
500 000	300	2000÷2500
800 000	450	3500÷4000
1 200 000	600	5000÷6000

Źródło: Opracowanie własne wg [2]

TABLICA 3. Powierzchnia peronu zajmowana przez samoloty do przewiezienia równoważnego ładunku

Przedmiot	Samoloty	
	DC-3	DC-10
Pojemność, miejsce pasażerskich	30	220÷250
Liczba samolotów zabierających równoważny ładunek pasażerów i towarów	13 [*]	1
Powierzchnia peronu zajmowana przez samoloty, m ²	7410	2800

^{*} 8 pasażerskich, 5 towarowych
Źródło: Opracowanie własne wg [7]

szcza w St. Zjednoczonych, mają kilka dworców lotniczych przejmujących rozdzielnie przewozy wewnętrzne i zewnętrzne (międzynarodowe) bądź użytkowanych wyłącznie przez określone towarzystwo lotnicze⁴⁾.

Dworzec lotniczy jest wizytówką każdego miasta, dlatego jego architektura kształtowana jest tak, aby swą odrębnością i niepowtarzalnością przyciągać pasażerów lotniczych oraz aby sam obiekt, niezależnie od swej podstawowej funkcji, był atrakcją dla pasażerów i mieszkańców miasta. W wielu regionach świata, m.in. w Zw. Radzieckim i Afryce, architektura dworców lotniczych nawiązuje do tradycyjnej architektury tych regionów czy krajów.

Składy towarowe

Obiekt obsługi przewozów towarowych obejmuje (rys. 3):

— skład towarowy przeznaczony w zasadzie do krótkookresowego przechowania ładunków przed nadaniem (wysyłką samolotem) oraz pobraniem przez odbiorcę (transportem samochodowym),

— płytę przeładunkową do transportu samochodowego z podjazdem do rampy składu towarowego,

— peron lotniczy.

Oprócz tego w obiekcie tym znajdują się często chłodnie i zamrażalnice, specjalne składy ładunków niebezpiecznych i radioaktywnych, wiaty do przechowywania długich i ciężkich ładunków, a także pomieszczenia służbowo-administracyjne i baza środków mechanizacji prac przeładunkowych.

Składy towarowe dzieli się na typy w zależności od przystosowania do przeładunku w ciągu doby określo-

TABLICA 4. Typy dworców lotniczych

Typ dworca	Duży	Średni	Mały
Przepustowość obliczeniowa pasażerów, h Dla portu lotniczego klasy	> 800 I, II	400÷800 II, III	< 400 IV, V

Źródło: Opracowanie własne wg [4]

TABLICA 5. Typy lotniczych składów towarowych

Typ składu	Duży	Średni	Mały
Przepustowość — maksymalny przeładunek w ciągu doby Mg (= t)	> 300	80÷300	< 80

Źródło: Opracowanie własne wg [4]

⁴⁾ Np. port lotniczy Idlewild im. J. F. Kennedy'ego w Nowym Jorku z zespołem dworców lotniczych wewnątrz układu dróg startowych i z podziemnym dojazdem samochodowym.

nej masy ładunków towarowych (tabl. 5).

Stosowane są dwie technologie składowania towarów:

— składowanie poziome ze wszystkimi operacjami sortowania, przechowywania i kompletowania liniowego na odpowiedni rejs, znamienne zwłaszcza dla St. Zjednoczonych⁵⁾,

— składowanie pionowe w budynku wielopiętrowym, z sortowaniem, przechowywaniem i kompletowaniem ładunków na rejs, znamienne zwłaszcza dla Europy⁶⁾.

W obu tych technologiach stosowana jest w największym stopniu automatyzacja operacji składowania. Wysokość zautomatyzowanego (a także innego) składowania mechanicznego wyznaczana jest określonymi parametrami środków mechanicznych oraz wytrzymałością opakowania towarów. Na każdy poziom składowania przyjmuje się wysokość 2 m.

Ogólna powierzchnia składu zawiera następujące powierzchnie cząstkowe:

- powierzchnię składowania, nazywaną roboczą,
- powierzchnię dróg transportowych i przejść,
- powierzchnię przyjmowania i wstępnej obsługi towarów,
- powierzchnię pomieszczeń służbowych i pomocniczych.

Na każdy 1 Mg (= 1 t) składowanego ładunku wymagane jest 5÷7 m² powierzchni składowania, co odpowiada pojemności (kubaturze) składu na tę samą jednostkę masy równej 30÷36 m³. Należy przy tym uwzględnić pewne rozproszenie ładunków, nieuniknione w procesie technologii składowania i odpraw, a także grupowanie ładunków i wymagane powierzchnie transportowe. Ogólna powierzchnia składu jest więc znacznie większa od powierzchni składowania i określa ją współczynnik wykorzystania technologicznego tej ostatniej, wynoszący średnio 0,3÷0,4, a przy układaniu np. skrzynek w stosach lub beczek i worków sięgający 0,5÷0,6.

Technologia obsługi przewozów towarowych (a tym samym projektowania składów) musi uwzględniać nierównomierność czasowej dostawy ładunków, której współczynnik wynosi średnio 1,3 (czasami dochodzi również do 4,0, np. w porcie lotniczym w Taszkencie).

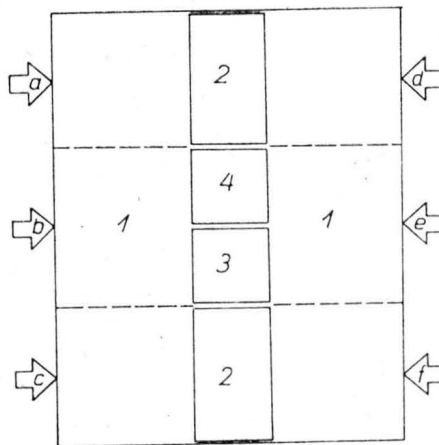
⁵⁾ Przykładem tej technologii może być port lotniczy Idlewild im. J.F. Kennedy'ego w N. Jorku, w którym zbudowano w 1968 r. obiekt obsługi przewozów towarowych na powierzchni ok. 8 ha (= 0,08 km²). Powierzchnia składowania wynosi 21 000 m², a pomieszczeń służbowych i pomocniczych 4500 m². Chłodnia i zamrażalnia do krótkookresowego przechowywania towarów łatwo psujących się mają łącznie pojemność 5000 l. Długość składu wzdłuż peronu wynosi 110 m. Jego przepustowość sięga 450 000 Mg (= t) ładunków rocznie. Jednocześnie mogą być obsługiwane dwa ciężkie samoloty towarowe (np. Boeing 707), których załadunek towarami o masie 45 Mg (= t) następuje w ciągu 20 min.

⁶⁾ Przykładem tej technologii może być port lotniczy Schiphol w Amsterdamie ze składem o pow. 18 400 m² złożonym z wielopiętrowej hali i przylegającej do niej biurowca dla 35 towarzystw lotniczych zajmujących się transportem towarów. Przepustowość składu wynosi 3000 ładunków/h. Średnia odległość miejsca postoju samolotów towarowych od składu wynosi 200 m, a samolotów pasażerskich (załadowywanych na peronie przy dworcu lotniczym) ok. 1600 m.

Podstawowe obiekty zaplecza technicznego

Do podstawowych obiektów zaplecza technicznego służących zapewnieniu sprawności i bezpieczeństwa obsługi portowej przewozów lotniczych i transportu lotniczego należą:

- hangary (rys. 4), które ze względu na charakter użytkowania dzieli się na⁷⁾:
 - postojowe chroniące samoloty przed wpływami atmosferycznymi i przystosowane do bieżących przeglądów techniczno-konserwacyjnych i drobnych napraw,
 - warsztatowe, przeznaczone do obsługi techniczno-eksploatacyjnej i remontów samolotów,
 - stacje materiałów pędnych i smarów dla samolotów (rys. 5), a niekiedy również dla parku samochodowego portu lotniczego, wraz z urządzeniami do składowania i systemu dystrybucji,
 - remizy straży pożarnej ze sprzętem i systemem ochrony przeciwpożarowej,



Rys. 4. Układ funkcjonalny podstawowych pomieszczeń w hangarze lotniczym: 1 — hala hangarowa ze stanowiskami hangarowania samolotów (a, b, c, d, e, f) 2 — warsztaty, 3 — magazyn, 4 — pomieszczenia socjalne

• garaże pogotowia ratunkowego ze sprzętem pomocy medycznej i systemem jej zapewnienia,

• bazy sprzętu do eksploatacji i konserwacji zwłaszcza urządzeń pola wzlotów,

• urządzenia zasilania portu lotniczego⁸⁾ w energię elektryczną z sieci zewnętrznej i własnych źródeł (agregatów) prądowców.

Ponadto w skład obiektów zaplecza technicznego wchodzi m.in.:

- park samochodowy z odpowiednimi garażami, stacjami obsługi i zaopatrzenia paliwowego,
- warsztaty remontowe, stanowiące niekiedy część warsztatową hangarów,
- urządzenia zaopatrzenia w wodę z systemem jej rozdziału,
- urządzenia kanalizacyjne z systemem odprowadzania ścieków i wód opadowych,

⁷⁾ Niekiedy — zwłaszcza warsztatowe — są przystosowane również do obsługi przewozów pasażerskich i towarowych oraz personelu latającego; nazywane są wówczas kompleksowymi.

⁸⁾ Także jego otoczenia, zwłaszcza stref zbliżania, wyposażonych w światła i odpowiednie sygnały świetlne.

— urządzenia gospodarki cieplnej (kotłownie, elektrociepłownie) z systemem przesyłu energii cieplnej.

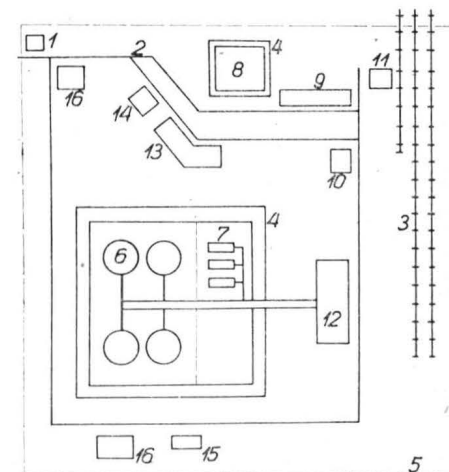
Spśród obiektów podstawowych hangary oraz stacja materiałów pędnych i smarów mają znaczący wpływ na kształtowanie układu geometrycznego strefy zabudowy portu lotniczego i decydujący na obsługę techniczną i technologiczną samolotów.

- Każdy hangar składa się z:
 - hali hangarowej do przechowania samolotów,
 - przybudówek warsztatowych o powierzchni wynoszącej w hangarach postojowych ok. 25%, a w warsztatowych ok. 100% powierzchni hali.

Konstrukcja hali hangarowej jest to budowla przemysłowa z dachem wspartym jedynie na ścianach zewnętrznych, tzn. bez podparcia w środku hali. Wynika to z potrzeb swobody rozmieszczania i manewrowania w niej samolotów; wykonywana najczęściej ze stali lub betonu zbrojonego, prostokątna o długości do kilkuset metrów i powierzchni kilku tys. m². Ponieważ konstrukcje samolotów są coraz odporniejsze na działanie czynników atmosferycznych, przeto hangary służą głównie przeglądowi i naprawom, a przechowywanie samolotów (a także częściowo ich konserwacja), odbywają się często na płytach przedhangarowych o powierzchni równej co najmniej 2-krotnej powierzchni hali hangarowej.

W skład stacji materiałów pędnych i smarów wchodzi:

- skład produktów naftowych gromadzonych w poziomych lub pionowych zbiornikach, najczęściej metalowych, o łącznej pojemności sięgającej 50 000 m³ i więcej,
- budowle i urządzenia do przechowywania oraz przystosowania smarów, np. przez podgrzewanie do zaopatrzenia samolotów,
- system dystrybucji produktów naftowych, w tym:



Rys. 5. Układ funkcjonalny podstawowych obiektów i urządzeń stacji materiałów pędnych i smarów dla samolotów: 1 — portiernia, 2 — drogi samochodowe i place manewrowe, 3 — bocznice kolejowe wraz z estakadą do zlewu paliw z cystern kolejowych, 4 — ochronne wały ziemne, 5 — ogrodzenie, 6 — zbiorniki paliwa pionowe, 7 — zbiorniki paliwa poziome, 8 — zbiorniki smarów, 9 — budynek służbowo-produkcyjny, 10 — stacja transformatorowa, 11 — punkt zlewu smarów z cystern kolejowych, 12 — stacja pomp paliwowa, 13 — punkt zlewu i poboru paliwa, 14 — punkt zlewu osadów, 15 — składowiska proszku pianowego gaśniczego, 16 — zbiorniki wody przeciwpożarowe

— stacjonarne i ruchome pompownie, sterowane automatycznie,

— rurociągi przesyłu tych produktów między zbiornikami oraz do stref obsługi samolotów przy dworcach i hangarach oraz na wydzielonych miejscach postojowych,

— miejsca (urządzenia) poboru produktów,

• pomieszczenia służbowe, w tym laboratorium badawcze.

Stacja ta jest wydzielonym obiektem portu lotniczego lokalizowanym korzystnie względem dowozowych dróg kolejowych i samochodowych, służących dostawie produktów, które rzadko jeszcze dostarczane są rurociągami. Ze względu na zagrożenie pożarowe, powinna ona być znacznie oddalona od obiektów lotniczych i użyteczności ogólnej (tabl. 6).

TABLICA 6. Minimalne odległości stacji materiałów pędnych i smarów od granic niektórych obiektów

Obiekt	Minimalna odległość, m
Pas startowy	400
Miejsca postoju samolotów, drogi kołowania, peron	200 ÷ 100*
Dowozowa droga samochodowa III ÷ V klasy	30 ÷ 20*
Boecznica kolejowa (z wyjątkiem obszaru składu)	80 ÷ 60*
Hangary, budowle przemysłowe	200
Budynki mieszkalne i użyteczności publicznej	200 ÷ 100*

*) mniejsze wymagania odnoszą się do małych składów o pojemności łącznej zbiorników do 10 000 m³
Źródło: Opracowanie własne wg [4]

Port lotniczy powinien mieć zapas produktów naftowych przynajmniej

na 3÷5 dni przy przyjętej technologii zaopatrywania samolotów.

LITERATURA

1. Canada STOL Project 1975.
2. Flughäfen — Abfertigungsgebäude, ADV Stuttgart 1958.
3. M. GERKAN: Elemente der Flughafenplanung. Elemente der Flughafenplanung. RWTH, Aachen-DVWG Köln, Aachen 1976 r.
4. I. JA. RUSINOW: Mechanizacja naziemnego obsłużiwania wozdusznych pierewozok. Transport, Moskwa 1971 r.
5. Taoyuan-Taipei's New Airport. Airport Forum 1978, No 2.
6. P. WOLF: Grundzüge der Bahnhofsanlagen und Flughäfen. T. 3: Allgemeine Planungsgrundlagen für Flughäfen. RWTH Aachen, 1973 r.
7. Zur Problematik der Abfertigung von Grossraumflugzeugen. Elemente der Flughafenplanung, RWTH Aachen-DVWG Köln, Aachen 1976 r.

NOWOŚCI TECHNICZNE

Prędkościomierz śmigłowcowy

Większość śmigłowców ma przyrządy pokładowe adaptowane z samolotów. Typowe rozwiązanie samolotowe pomiaru prędkości statku powietrznego względem powietrza wykorzystuje jako sondę rurkę Prandtla lub Pitota. Taki pomiar nie daje pilotowi śmigłowca dokładnych informacji przy operacjach z małymi prędkościami lotu i w zawiśie. W związku z tym firma Sikorsky Aircraft opracowuje układ do pomiaru małych prędkości śmigłowca względem powietrza. Mierzyć on będzie wartość tej prędkości oraz jej kierunek. Dostarczenie pilotowi tej specyficznej informacji zwiększy dokładność pilotażu i poprawi bezpieczeństwo manewrowania.

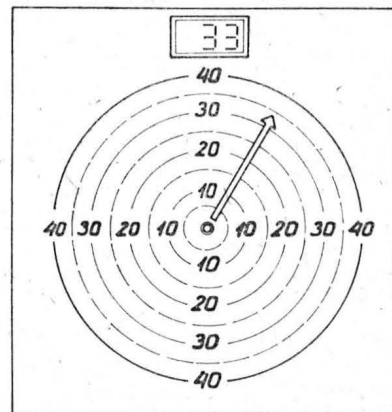
Z zalet takiego pomiaru zdawano sobie sprawę już dawniej. M.in. teorie takich systemów były studiowane przez Cornell Aeronautical Laboratories na początku lat sześćdziesiątych, a zbudowane przez TSI Inc. mocowane na wysięgniku urządzenie tego typu było wypróbowywane w 1982 r. przez Amerykańską Marynarkę Wojenną.

Sikorsky rozpoczął próby swego systemu w 1982 r. Użyto do nich śmigłowca S-76. Układ pomiarowy składał się z: sondy ciśnienia całkowitego (rurki Pitota) montowanej nad jedną z czterech łopat wirnika nośnego w pobliżu jej końca, przetwornika ciśnienia umieszczonego we wnętrzu łopaty bezpośrednio pod rurką Pitota, kolektora przekazującego sygnał ciśnienia z wirującej wraz z łopata głowicy wirnika nośnego na kadłub śmigłowca oraz umieszczonych w kabinie: mikroprocesora i wskaźnika. Zmiany mierzonego ciśnienia całkowitego, wynikające z ruchu łopaty względem śmigłowca, ruchu śmigłowca względem ziemi oraz wiatru są podstawą do wyliczenia przez mikroprocesor prędkości śmigłowca względem powietrza. Dzięki zamocowaniu rurki Pitota na poruszającym się z dużą prędkością obwodową końcu łopaty ciśnienie całkowite powstające w niej przy małych prędkościach lotu jest zdecydowanie większe od ciśnienia powstającego w tych samych warunkach w rurce mocowanej do kadłuba.

W układzie pomiarowym zastosowano ciekawy sposób przekazywania sygnału z poruszającego się wraz z łopata zespołu rurka Pitota—przetwornik ciśnienia do znajdującego się w kabinie mikroprocesora. Przetwornik w łopacie przekształca wartość ciśnienia całkowitego w rurce Pitota na sygnał w postaci prądu elektrycznego, przemiennego, o odpowiedniej wartości częstotliwości. Ten sygnał jest następnie przetwarzany w bloku znajdującym się w głowicy wirnika na sygnał cyfrowy, który zasila diodę elektroluminescencyjną. Dioda emituje sygnał w postaci serii impulsów świetlnych. Światło z diody wirującej wraz z głowicą wirnika pada na umieszczony odpowiednio na kadłubie „optyczny pierścień ślizgowy”, który przetwarza sygnał optyczny na elektryczny i przekazuje go do mikroprocesora.

Oddzielny problem stanowi sposób przekazywania pilotowi informacji uzyskanych dzięki nowemu układowi.

W początkowej serii prób stosowano wyświetlacz cyfrowy pokazujący wartość prędkości ruchu śmigłowca oraz jej kierunek (wartość kąta od 0° do 360°). Jednak w wyniku prób uznano, że korzystanie przez pilota w warunkach lotu z tak przedstawionej informacji o kierunku lotu jest zbyt trudne. Dlatego w maju 1983 r. wypróbowywany miał być



wskaznik pokazany na rys. Informacja przedstawiona jest w nim w postaci zaczepionego we wspólnym środku koncentrycznych okręgów wektora o zmiennym położeniu kątowym i zmiennej długości. Długość strzałki wektora jest proporcjonalna do prędkości ruchu śmigłowca względem powietrza, a jej kierunek odpowiada kierunkowi tej prędkości. Koncentryczne okręgi ułatwiają ocenę długości wektora, czyli prędkości śmigłowca. Aktualna wartość prędkości jest również wyświetlana u góry ekranu. Strzałka wektora pojawia się na ekranie przy prędkościach większych niż 5,5 km/h (3 węzły). Po przekroczeniu prędkości 74 km/h (40 węzłów) długość wektora nie zwiększa się i wskazuje on tylko kierunek ruchu, natomiast wartość prędkości można odczytać jedynie w postaci cyfrowej u góry ekranu.

Obecna wersja układu jest wersją badawczą, bo w celu przyspieszenia prób zdecydowano się na pewne uproszczenia układu. Przewiduje się, że w wersji produkcyjnej rurka Pitota będzie umieszczona w krawędzi natarcia łopaty, że dla zwiększenia niezawodności druga rurka Pitota wraz z przetwornikiem zostanie umieszczona w innej łopacie, że mikroprocesor będzie umieszczony we wspólnej obudowie ze wskaźnikiem i że do przesyłania sygnałów zostaną wykorzystane światłowody.

System mógłby być gotowy do produkcji za rok lub dwa lata. Jednak formalna decyzja o kontynuowaniu prac została uzależniona od uzyskania pomocy odbiorców wojskowych.

JMR

**ANGIELSKIE CZASOWNIKI
I ZWROTY LOTNICZE (V)**

- 1 — (pot.) — spadać do wody
- 2 — napędzać
- 3 — obniżać (ciśnienie, poziom); odpompowywać (gaz, ciecz)
- 4 — odchyłać (się) do dołu; opuszczać (się)
- 5 — odchyłać się przy wychyleniu klap (o klapolotkach)
- 6 — chować klapę przednią; podnosić opuszczony nosek skrzydła
- 7 — zrzucić; spadać, zmniejszać się (o prędkości, ciśnieniu); opuszczać (samolot na koła przy lądowaniu); (pot.) wypuszczać (podwozie)
- 8 — zniżać się szybko lub stromo
- 9 — zrzucić (ładunek) bez spadochronu
- 10 — zmniejszać się (o prędkości)
- 11 — (el.) odłączyć (się)
- 12 — zniżyć się ostro
- 13 — przelatywać poniżej wymaganego poziomu lub toru zniżania
- 14 — zlewać, opróżniać; (pot.) zrzucić (bomby, ładunek)
- 15 — (pot.) dotknąć ziemi (o samolocie)
- 16 — zwalniać, puszczać, zluźniać
- 17 — odchodzić od ziemi, wznieść się (po starcie)
- 18 — zwalniać drążek sterowy
- 19 — wejść w obszar wpływu ziemi
- 20 — wyjść poza o. w. z.
- 21 — wyrzucać; odrzucać; katalpować (się)
- 22 — (pot.) pomyślnie katapultować się
- 23 — wychylić ster wysokości do dołu
- 24 — w. s. w. do góry
- 25 — zawiadamiać o sytuacji awaryjnej; nadawać sygnał SOS (z pokładu)
- 26 — odebrać sygnał awaryjny
- 27 — wychodzić z sytuacji awaryjnej
- 28 — zderzać się; spotykać się, napotykać na...
- 29 — wykołować za koniec drogi startowej (o samolocie)
- 30 — włączać; sprzęgać, zaczepiać
- 31 — przechylać w stronę niepracującego silnika
- 32 — wprowadzić silnik w zakres pełnej mocy lub ciągu
- 33 — „przedmuchać silnik”
- 34 — „przedmuchać silnik” (krótkotrwałym dodaniem gazu)
- 35 — całkowicie zamknąć przepustnicę
- 36 — zmniejszać moc (lub ciąg) silnika
- 37 — (pot.) dawać pełny gaz
- 38 — (pot.) uruchamiać silnik
- 39 — uszkodzić s.
- 40 — dodawać gazu, zwiększać moc lub ciąg silnika
- 41 — konserwować silnik
- 42 — wyłączać dopalacz
- 43 — próbować silnik; dawać pełny gaz
- 44 — uruchomić silnik ponownie (w powietrzu)
- 45 — wymienić s.
- 46 — wyłączyć s.
- 47 — uruchomić s.
- 48 — przymknąć przepustnicę silnika
- 49 — obracać wał silnika, przekręcać w. s.
- 50 — lecieć po trasie
- 51 — korygować (np. giroskop); podnosić; prostować; ustawić pionowo
- 52 — wydostawać się, opuszczać; wychodzić ze strefy przyciągania
- 53 — towarzyszyć, eskortować
- 54 — wypuszczać (np. spaliny); zużywać (np. paliwo)
- 55 — eksperymentować, przeprowadzać próby
- 56 — rozsypać się (o szyku samolotów); pękać (o szybie kabiny); wybuchać; odpalać
- 57 — powodować wybuch
- 58 — wytrzymywać działanie ognia
- 59 — rozciągać się, rozpościerać się; wypuszczać (o podwoziu); wychylać (o klapach); wysuwać (coś w przepływie)
- 60 — nie wypuszczać się (o podwoziu)
- 61 — psuć się; ulegać uszkodzeniu, niszczyć się (o konstrukcji); pękać (o ogumieniu); okazywać się bezowocnym (o działaniu); nie potrafić, nie móc, okazać się niezgodnym (pokonać trudność)
- 62 — nie zapalać się; nie dać się uruchomić (o silniku turbiniowym)
- 63 — zakrywać owiewką
- 64 — spadać
- 65 — (pot.) ulec awarii; rozbić się
- 66 — ustawiać śmigło w chorągiewkę, chorągiewkować śmigło
- 67 — zasilać
- 68 — z. opadowo (np. paliwem)
- 69 — przenosić, transportować; przebazowywać, przeprowadzać (samolot lotem)
- 70 — krążyć nad lotniskiem
- 71 — (pot.) wylądować
- 72 — przelatywać na małej wysokości nad lotniskiem
- 73 — demontować na podzespoły w warunkach polowych
- 74 — nalewać, napełniać, tankować
- 75 — uzupełniać, dolewać (np. paliwa)
- 76 — filtrować
- 77 — odfiltrowywać
- 78 — wychodzić z czwartego zakrętu na prostą (przed lądowaniem)

**ENGLISH AVIATION
VERBS AND PHRASES (V)**

- 1 — drink
- 2 — drive
- 3 — d. down
- 4 — droop
- 5 — d. with flaps
- 6 — remove the (wing leading-edge) d.; retract the (w. l.—e.) d.
- 7 — drop
- 8 — d. down
- 9 — d. free
- 10 — d. off
- 11 — d. out
- 12 — duck down
- 13 — d. under
- 14 — dump
- 15 — kiss the earth
- 16 — ease
- 17 — e. off
- 18 — e. up
- 19 — come into ground effect
- 20 — leave g. e
- 21 — eject
- 22 — e. okay
- 23 — apply down elevator
- 24 — a. up e.
- 25 — declare an emergency; squawk an e. (pot.)
- 26 — detect an e.
- 27 — walk away from e.
- 28 — encounter
- 29 — go off the end; run off the end
- 30 — engage
- 31 — bank into the dead engine
- 32 — bring the e. up to full power
- 33 — buzz up the e.
- 34 — clean the e.; clear the e.
- 35 — close down the e.
- 36 — cut the e.
- 37 — gun an e.
- 38 — kick the e. over
- 39 — knock out the e.
- 40 — open the e. up
- 41 — pickle an e.
- 42 — pull the e. out of afterburner
- 43 — race the e.; run up the e.
- 44 — relight the e.
- 45 — replace the e.
- 46 — secure the e.; shut down the e.; s. off the e.; stopcock the e.
- 47 — start the e.
- 48 — throttle back the e.
- 49 — turn the e. over
- 50 — enroute, en-route
- 51 — erect
- 52 — escape
- 53 — (fly) escort
- 54 — exhaust
- 55 — experiment
- 56 — explode
- 57 — trigger an explosion
- 58 — survive exposure to fire
- 59 — extend
- 60 — fail to e.
- 61 — fail
- 62 — f. to light
- 63 — fair over
- 64 — fall
- 65 — buy a farm
- 66 — feather
- 67 — feed
- 68 — f. by gravity
- 69 — ferry
- 70 — circle a field
- 71 — hit the f.
- 72 — shoot a f.
- 73 — f.-strip
- 74 — fill (in)
- 75 — f. up
- 76 — filter
- 77 — f. down; f. out
- 78 — roll out on final; turn (on) f.
- 79 — fire
- 80 — catch f.
- 81 — destroy by f.
- 82 — extinguish a f.; handle f.; put out the f.
- 83 — fishtail
- 84 — fit
- 85 — fit with
- 86 — fix
- 87 — be abeam the f.
- 88 — be over the f.
- 89 — plot a f.; take a f.
- 90 — flame
- 91 — f. out
- 92 — knock down the f.
- 93 — drop flaps (pot.); extend f.; put the f. down
- 94 — raise the f.; select f. up
- 95 — flare out
- 96 — flatten
- 97 — f. out
- 98 — flick on
- 99 — flicker
- 100 — abort the flight
- 101 — continue the f.
- 102 — depart from the controlled f.
- 103 — divert flights
- 104 — operate a scheduled flight
- 105 — release for f.
- 106 — revert to (straight and) level f.
- 107 — sustain level f.
- 108 — terminate the f.
- 109 — float
- 110 — f. over

British Aerospace (d. Hawker Siddeley)

BAe-146 • W. Brytania •



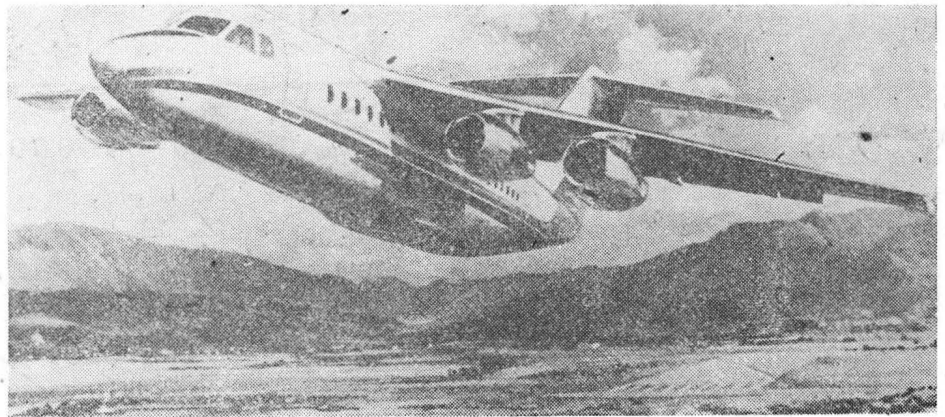
Samolot pasażerski na krótkie trasy

KONSTRUKCJA. Całkowicie metalowy czterosiłnikowy odrzutowy grzbietopłat.

Płat. Obrys trapezowy, profil BAe (grubość względna 15,3% przy kadłubie i 12,2% na końcu), skos 15° (w 25% cięciwy), wznios — 3°, skręcenie 3°06'. Konstrukcja dwudźwigarowa półskorupowa metalowa fail safe. Pokrycia integralne, dźwigary i żebra frezowane. Wewnątrz kesonu skrzydła integralne zbiorniki paliwowe. Kłapy Fowlera z klapką na krawędzi spływu zwiększającą wysklepienie profilu, na każdym skrzydle po jednym segmencie klap. Na górnej powierzchni profilu przed klapami umieszczone są spoilerzy — po 4 segmenty na każdym skrzydle. Konstrukcja klap metalowa. Lotki szczelinowe, wyważone masowo i odciążone aerodynamicznie, na każdej lotce klapka wyważająca. Konstrukcja lotek metalowa. W noskach skrzydeł instalacja przeciwbłodzeniowa. Pod każdym skrzydłem znajdują się po dwa półskorupowej konstrukcji pylony noszące gondole silników. Skrzydło jako całość nalożone od góry na kadłub, przejście oprofilowane starannie opracowaną owiewką.

Kadłub. Przekrój kołowy, konstrukcja półskorupowa metalowa fail safe. Część przednia mieści instalacje pokładowe, radar, wyposażenie radioelektroniczne, kabinę załogi i wnękę podwozia przedniego oraz (na górnym poziomie) korytarzyk wejściowy. Dalej rozciąga się kabina pasażerska, mieszcząca w zależności od wersji 71÷93 foteli (BAe-146 Series 100) lub 82÷109 foteli (BAe-146 Series 200). Fotele ustawione w szeregach 3÷2. Pod podłogą kabiny pasażerskiej znajdują się luki podwozia głównego oraz przednia i tylna komora bagażowa. Luki bagażowe umieszczone są z prawej strony kadłuba. Wejście do kabiny pasażerskiej umożliwiające dwie pary drzwi usytuowane w jej przedniej i tylnej części. Przednia para drzwi może być wyposażona w integralne schodki. Kabina szczelna, ciśnieniowa, klimatyzowana. Za tylną szczelną wręgą kabiny w tylnej części kadłuba umieszczone są zespoły instalacji klimatyzacyjnej, wlot do instalacji znajduje się u nasady statecznika pionowego. Tył kadłuba zakończony jest krokodylowym hamulcem aerodynamicznym o osiach usytuowanych pionowo — otwarcie hamulca umożliwia dostęp do instalacji i zespołów znajdujących się w tylnej części kadłuba. Z dołu kadłuba, pod skrzydłem, nabudowane są niewielkie gondole podwozia głównego.

Usterzenie. Usterzenie w układzie T, oba usterzenia skośne o obrysie trapezowym. Statecznik pionowy trójdźwigarowy, półskorupowy, metalowy. Ster kierunku wyważony masowo, metalowy. Ster wysokości wyważony masowo i odciążony aerodynamicznie (rogowo), dwusegmentowy; na obu segmentach klapki wyważające. Statecznik poziomy dwudźwigarowy, metalowy. W noskach stateczników instalacja przeciwbłodzeniowa.



Sterowanie. Stery i lotki wychylane za pomocą układów popychaczowo-linkowych ze wspomaganie hydraulicznym. Kłapy, spoilerzy i hamulec aerodynamiczny wychylane hydraulicznie.

Podwozie. Trójzespolowe, chowane hydraulicznie do kadłuba. Wszystkie zespoły podwozia z kołami bliźniaczymi. Zespół przedni z golenią teleskopową, amortyzator wewnątrz goleni, kierunek chowania — ku przodowi. Zespoły podwozia głównego wysięgnikowe, z goleniami podpartymi dwoma zastrzałami, koła zawieszane na wahaczach, amortyzacja olejowo-powietrzna. Na kołach głównych hydrauliczne hamulce tarczowe z urządzeniem przeciwpślizgowym.

Zespół napędowy. Cztery silniki turbowentylatorowe Avco Lycoming ALF502R-3 o ciągu 2980 daN każdy. Silniki umieszczone na podskrzydłowych pylonach wysięgnikach. Osłony silników metalowe. Usytuowanie silników dość nisko nad ziemią w znacznym stopniu ułatwia ich obsługę — zbędne są pomosty i drabinki. Do zespołu napędowego należy pomocniczy silnik napędzający układy awaryjne oraz zespoły instalacji podczas postoju Garrett-AiResearch GTCP 36-100.

Instalacje. Paliwowa — integralne zbiorniki skrzydłowe o łącznej pojemności 11 547 l (Series 100) lub 12 910 l (Series 200), możliwość podwieszania zbiorników dodatkowych. Hydrauliczna — ciśnienie robocze 20,7 MPa, dwuobwodowa. Elektryczna — 2 alternatory 40 kVA, prąd stały 28 V, zmienny trójfazowy 115/200 V 400 Hz, prądnicza awaryjna napędzana hydraulicznie. Przeciwbłodzeniowa — noski skrzydeł i stateczników ogrzewane gorącym powietrzem z upustów sprężarek silniko-

wych. Klimatyzacyjna — zapewnia odpowiednie parametry powietrza w szczelnej części kadłuba, umożliwia uzyskanie nadciśnienia 45 kPa. Tlenowa — ciśnienie 12,4 kPa.

Wyposażenie. Radar meteorologiczny, autopilot, 2 radiostacje VHF, radiokompas, radiodalmierz, transponder, radiowysokościomierz, system sterowania lotem Smith SEP-10, odbiornik radiomarkera; typy wyposażenia zależne od wersji i wymagań zamawiającego.

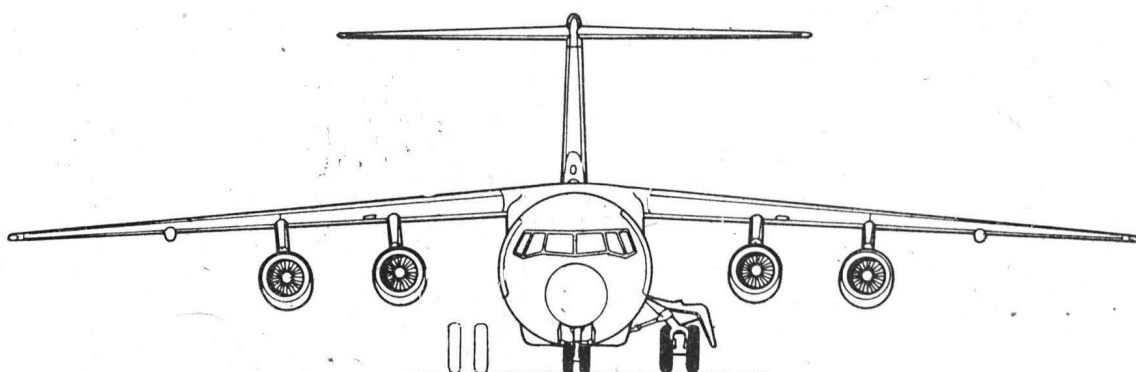
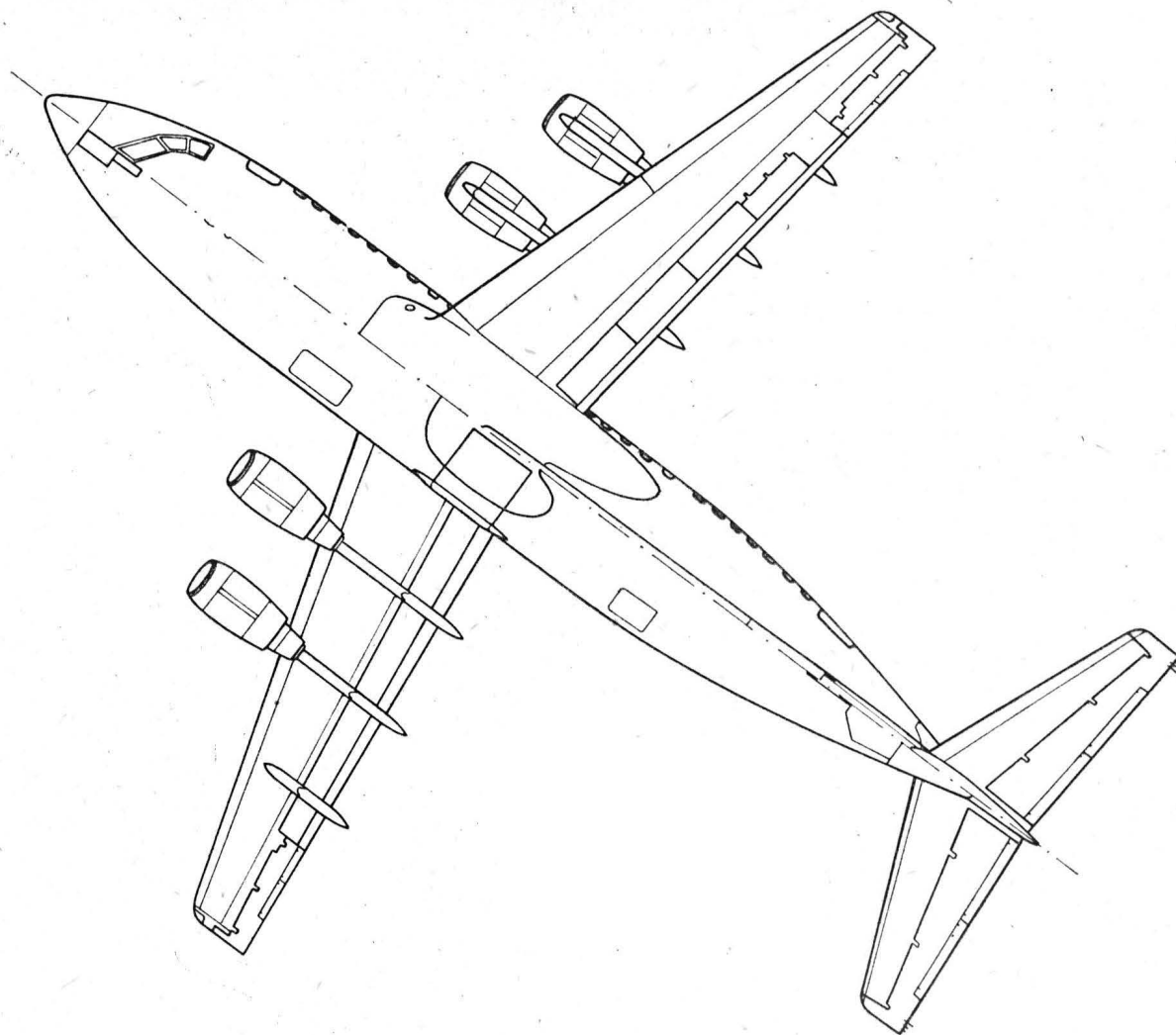
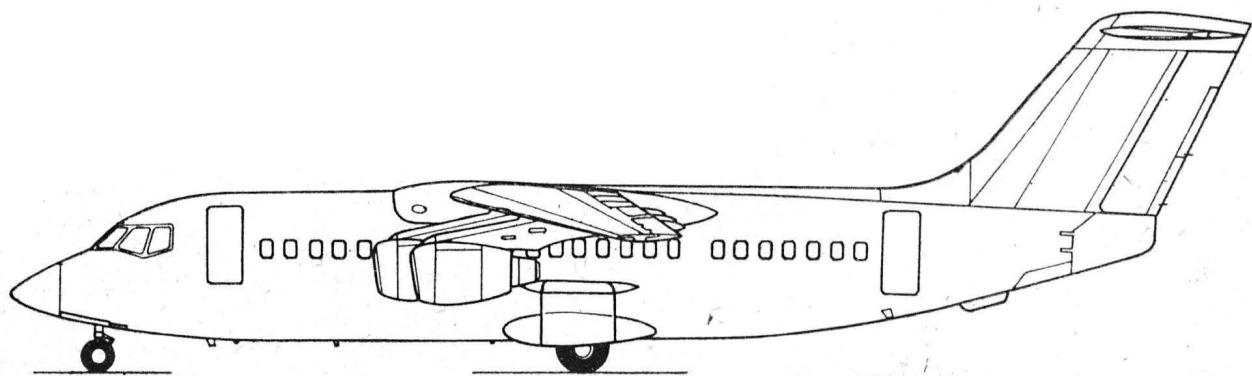
ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Opracowanie samolotu rozpoczęto w 1973 r. jeszcze pod firmą Hawker Siddeley (jako HS-146). Miał to być samolot na trasy krótkie i średnie o dobrej ekonomice. Trudności finansowe spowodowały ograniczenie, a nawet czasowe zawieszenie prac nad samolotem już w 1974 r. W 1977 r. Hawker Siddeley został włączony do British Aerospace. W 1978 r. podjęto decyzję o kontynuowaniu prac konstrukcyjnych. Produkcję rozkooperowano między podległe British Aerospace zakłady w Filton, Manchester, Prestwick i Brough; udział w produkcji samolotu mają też SAAB-Scania (Szwecja) i Avco Lycoming (USA). Samolot opracowywano od razu w 3 wersjach: podstawowej BAe-146 Series 100, przedłużonej BAe-146 Series 200 (kadłub dłuższy o 2,4 m, przestrzeń ładunkowa powiększona o ok. 35%) oraz wojskowej transportowej BAe-146M (wrota ładunkowe w tylnej części kadłuba, zmienione podwozie główne). Przewiduje się, że BAe-146 będzie mógł zastąpić starzejące się samoloty turbośmigłowe BAe-748 i Fokker F-27 Friendship. W opracowaniu znajduje się wersja mieszana BAe-146 — pasażersko-towarowa. Prototyp BAe-146 Series 100 oblatano wiosną 1981 r., BAe-146 Series 200 — w 1982 r.

DANE TECHNICZNE (BAe-146 Series 100, w nawiasach BAe-146 Series 200)

Rozpiętość	36,34	(26,34) m
Długość	26,16	(28,55) m
Wysokość	8,61	(8,61) m
Rozpiętość usterzenia	11,07	(11,07) m
Baza podwozia	10,10	(11,20) m
Rozstaw podwozia	4,72	(4,72) m
Srednica kadłuba	3,56	(3,56) m
Powierzchnia skrzydła	77,30	(77,30) m ²
Powierzchnia lotek	3,53	(3,53) m ²
Powierzchnia klap	19,32	(19,32) m ²
Powierzchnia spoilerów	9,66	(9,66) m ²
Powierzchnia usterzenia poziomego	15,61	(15,61) m ²
Powierzchnia steru wysokości	10,03	(10,03) m ²
Powierzchnia statecznika pionowego	11,61	(11,61) m ²
Powierzchnia steru kierunku	9,20	(9,20) m ²
Wydłużenie skrzydła	8,98	(8,98)

Wydłużenie usterzenia poziomego	6,75	(6,75)
Masa własna	20 216	(21 092) kg
Masa startowa maks.	36 287	(40 597) kg
Masa do lądowania maks.	32 590	(34 926) kg
Masa ładunku płatnego	8133	(9979) kg
Masa bez paliwa maks.	28 350	(31 070) kg
Obciążenie powierzchni maks.	469,3	(525,2) kg/m ²
Obciążenia ciągu maks.	3,04	(3,40) kg/daN
Prędkość operacyjna	574	(555) km/h
Prędkość przelotowa	805	(778) km/h
Prędkość ekonomiczna	702	(705) km/h
Prędkość przeciagnięcia z klapami	161	(163) km/h
Pułap przelotowy	9500	(8000) m
Zasięg maks.	2650	(2293) km
Zasięg z maks. ładunkiem	1048	(2010) km
Start na 10,7 m	1091	(1615) m
Lądowanie z 15 m	1009	(1061) m
Poziom hałasu	84÷97	(90÷97) dB

H.M.



Samolot pasażerski i transportowy
średniodystansowy

KONSTRUKCJA. Całkowicie metalowy, dwusilnikowy odrzutowy dolnopłat.

Plat. Obrys trapezowy z poszerzeniem przy kadłubie, profil Boeing, skos 25°, wznios 6°, kąt zaklinowania 1°. Konstrukcja całkowicie metalowa, dwudźwigarowa półskorupowa fail safe. W kesonie międzydźwigarowym integralne zbiorniki paliwowe. Na nosku skrzydła między kadłubem a gondolami silników umieszczone są klapy Krügera, pozostała część noska zajmują sloty (po 3 segmenty na każdym skrzydle). Niewielkie lotki są konstrukcją metalowej, na każdej z nich znajduje się klapka wyważająca. Ok. 80% krawędzi spływu zajmują trójsegmentowe klapy opracowane w laboratoriach Boeinga. Na każdym skrzydle znajdują się 2 segmenty klap. Każdy segment zawieszony jest na 2 specjalnych konsolach. Na górnej powierzchni skrzydła przed klapami umieszczone są 4-segmentowe spoilery. Spoilery po pełnym wychyleniu mogą spełniać rolę hamulców aerodynamicznych. Po wysunięciu klap Krügera, slotów i klap trójsegmentowych powierzchnia nośna wzrasta o ok. 25%. W konstrukcji wszystkich powierzchni sterowych na skrzydle użyto wypełniaczy ulowych. Na noskach skrzydeł znajduje się instalacja przeciwbłodzeniowa

Kadłub. Przekrój owalny zbliżony do kołowego. Klasyyczna konstrukcja metalowa półskorupowa fail safe. W nosku kadłuba osłonięty dieltryczna kolumna mieści się antena radaru. Szczelna, ciśnieniowa część kadłuba mieści na pokładzie górnym kabinę załogi (2 pilotów siedzących obok siebie), kabinę pasażerską oraz pomieszczenia pomocnicze (przełęcznia, toalety, kuchenne). Wejście na pokład pasażerski umożliwia 2 pary drzwi usytuowane w przedniej i tylnej części kabiny. Wyjścia awaryjne umieszczone są nad skrzydłem. Pod przednimi drzwiami znajdują się wysuwane własne schodki pasażerskie niezależnie od samolotu od wynoszenia naziemnego. Wersja transportowa B-737-200C ma ponadto duży luk ładunkowy po lewej stronie kadłuba, zamknięty unoszący ku górze pokrywą. Wnętrze kabiny pasażerskiej mieści w zależności od wariantu wyposażenia od 88 do 112 foteli rozmieszczonych w szeregach po 5 (2-3) lub 6 (3-3) z przejściami pośrodku. Warianty i wersje towarowe wyposażone są w urządzenia do mocowania ładunku na pokładzie górnym. Dolny pokład kadłuba mieści luk podwozia przedniego, przednia komora bagażowa, przełęcz skrzydła przez kadłub (z lukami kół podwozia głównego) i tylna komora bagażowa. Luki komór bagażowych umieszczone są po prawej stronie kadłuba. Wejście skrzydła w kadłub jest starannie oprofilowane, w profilowaniu umieszczone są zespoły instalacji hydraulicznej i klimatyzacyjnej. W tylnej, nieociężonej części kadłuba umieszczono turbinę pomocniczą (APU).

Usterzenie. Usterzenie w układzie klasycznym, oba usterzenia skóno o obrzaskach trapezowych. Statecznik poziomy o zmiennym kącie zaklinowania. Konstrukcja stateczników metalowa półskorupowa dwudźwigarowa fail safe. Stery metalowe, wyważone masowo i odciążone aerodynamicznie (rogowo). Na obu segmentach steru wysokości umieszczone są klapki wyważające.

Sterowanie. Powierzchnie sterowe (lotki, klapy, sloty, klapy Krügera, spoilery, ste-



ry) wychylane są za pomocą silowników hydraulicznych, instalacja sterowania dwu-obwodowa. Zmiana kąta zaklinowania statecznika poziomego oraz wychylenie kłapek wyważających — elektryczne.

Podwozie. Trójzespolowe, chowane hydraulicznie do wewnątrz skrzydeł i kadłubie. Wszystkie zespoły z kołami bliźniaczymi na goleniach teleskopowych z amortyzacją olejowo-powietrzną. Przedni zespół podwozia sterowany. Na kołach głównych hydrauliczne hamulce tarczowe z urządzeniem przeciwoślizgowym. Wnęki kół podwozia głównego są pozbawione pokryw. Wymiary ogumienia: przednie — 24 × 7,7, główne — 40 × 14 (lub 42 × 17).

Zespół napędowy. Dwa silniki dwuprzepływowe Pratt and Whitney JT8D-9A, każdy o ciągu 6450 daN. Pierścienie wlotowe silników zaopatrzone w instalację przeciwbłodzeniową. Na wylotach silników odwracacze ciągu. Zespół napędowy uzupełnia turbina pomocnicza APU Garrett-AiResearch w tylnej części kadłuba.

Instalacje. Paliwowa — integralne zbiorniki skrzydłowe o łącznej pojemności 19 550 l, instalacja przystosowana do napełniania ciśnieniowego (wydatek przepływu 18,9 l/s). Olejowa — pojemność zbiorników 14,5 l. Elektryczna — prąd stały 28 V, zmienny trójfazowy 115/200 V 400 Hz, 2 prądnice na silnikach, prądnica awaryjno-pomocnicza napędzana turbiną APU, akumulatory niklowo-kaadmowe. Hydrauliczna — ciśnienie robocze 20,6 MPa, dwu-obwodowa. Klimatyzacyjna — zapewnia odpowiednie parametry powietrza w ciśnieniowej części kadłuba, umożliwia uzyskanie nadciśnienia 5,2 kPa. Przeciwbłodzeniowa — noski skrzydeł oraz pierścienie wlotowe silników ogrzewane gorącym powietrzem z upustów sprężarek silników.

Wyposażenie. Radar meteorologiczny, zdwojony system nawigacyjny, zdwojony zestaw przyrządów pokładowych, systemy łączności radiowej i wewnętrznej, VOR/ILS, DME, radiowysokościomierz, kalkulator centralny. Typy wyposażenia zależne od wymagań zamawiającego.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. B-737 projektowano początkowo dla dość specyficznych wymagań linii Lufthansa. Obok Lufthansy znalazł się drugi odbiorca — amerykańskie linie United Airlines. Po uzyskaniu opcji na 50 samolotów (liczba ta stanowiła próg opłacalności realizacji całego programu) późną jesienią 1964 r. rozpoczęto zakrojone na szeroką skalę prace konstrukcyjne (zatrudniono 1400 osób, w ciągu pierwszego roku prace pochłonęły 1,6 mln rbg i 5 tys. h badań tunelowych). Prototyp ukończono jesienią 1965 r., przez następnych kilkanaście miesięcy wyposażano go i przeprowadzano pierwsze próby naziemne. Oblot odbył się 9 kwietnia 1967 r.

W konstrukcji udało się uzyskać dość znaczny stopień unifikacji z wcześniejszym B-727 — 60% części B-737 pochodzi z tego ostatniego. B-737 dość szybko stał się groźnym konkurentem DC-9, BAC 1-11, F-28 i starszych Caravelle, a nawet B-727, oferując lepszą ekonomikę i komfort identyczny z B-727 (ten sam przekrój kadłuba). Ponieważ wymagania Lufthansy i United Airlines różniły się nieco, więc od razu opracowano dwie podstawowe wersje samolotu: B-737-100 (Lufthansa) i B-737-200 (UAL) z kadłubem przedłużonym o 1,93 m. W dość krótkim czasie liczba odbiorców B-737 wzrosła do kilkudziesięciu, opracowano też nowe wersje i warianty samolotu. B-737 można uznać za protoplastę klasy aerobusów średniego i małego zasięgu (tj. obecnych A-300/310/320, B-767). Najważniejsze z opracowanych wersji to:

— B-737-100 — wersja podstawowa dla Lufthansy, najbardziej zbliżona do prototypu,

— B-737-100C (C — Convertible) — wersja kombinowana, pasażersko-towarowa, dodane duże drzwi z lewej strony kadłuba, ładunek płatny 12 700 kg,

— B-737-100E (E — Executive) — wersja o zwiększonym zasięgu, 25-miejscowa z luksusowym wykończeniem wnętrza,

— B-737-100M (M — Military) — wielozadaniowa wersja wojskowa, najczęściej wykorzystywana do przewozu rannych (46 osób na noszach i personel medyczny).

— B-737-200 — wersja dla United Airlines, przedłużony kadłub, silniki PW JT8D-9, oblot 8 sierpnia 1967 r.,

— B-737-222 — wariant wersji B-737-200, zamówiony przez UAL w liczbie 75 egz., dostarczany do końca 1967 r.,

— B-737-247 — wariant B-737-200 zamówiony przez Western Airlines (30 egz.),

— B-737-214 — wariant B-737-200 zamówiony przez Pacific Southwest Airways (10 egz.),

— B-737-200C — przedłużony odpowiednik B-737-100C,

— B-737-200QC (QC — Quick Change) — wariant przystosowany do przewozu ładunków na paletach z możliwością szybkiej zmiany wersji towarowej na pasażerską,

— T-43A — wersja wojskowa B-737-200 przeznaczona do szkolenia nawigatorów; powiększony zasięg (dodatkowy zbiornik w kadłubie), zmniejszona liczba okien i drzwi,

— B-737-300 — przedłużony kadłub, całość zbliżona do wersji B-737-200, pierwsza odpowiedź Boeinga na Airbus A-300; silniki CFM-56, zmodyfikowane sloty,

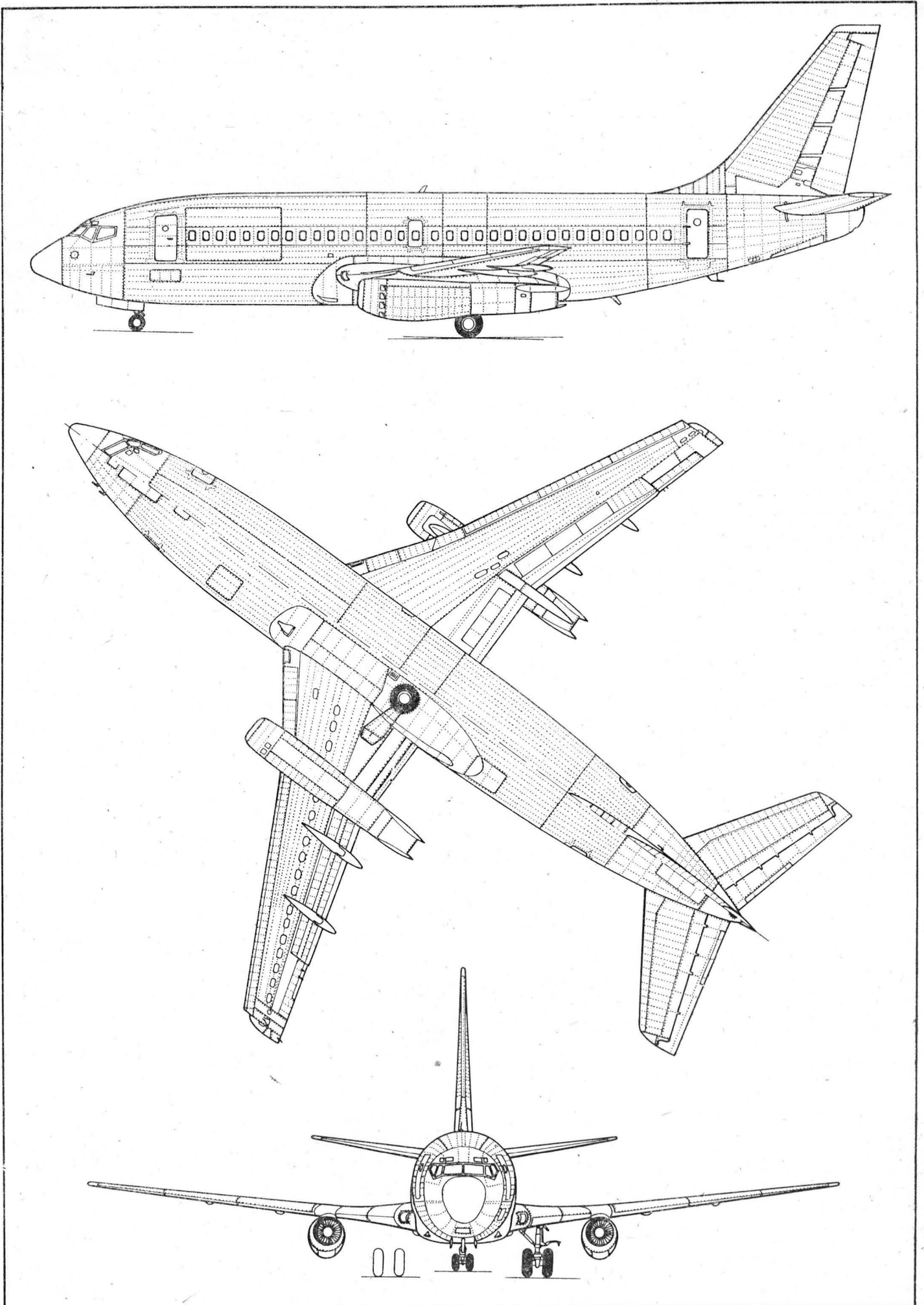
— B-737-400 — kolejne przedłużenie kadłuba (o 2,54 m w stosunku do B-737-300), poszerzone lotki i klapy, przedłużone sloty, zmienione końcówki skrzydeł. W opracowaniu od 1982 r.

DANE TECHNICZNE (B-737-200)

Rozpiętość	28,35 m
Długość	30,53 m
Wysokość	11,28 m
Rozpiętość usterzenia	10,97 m
Cięciwa skrzydła u nasady	4,71 m
Cięciwa skrzydła na końcu	1,60 m
Długość kadłuba	29,54 m
Baza podwozia	11,38 m
Rozstaw podwozia	5,23 m
Długość wnętrza kabiny	20,88 m
Szerokość wnętrza kabiny	3,52 m
Wysokość wnętrza kabiny	2,18 m
Powierzchnia skrzydła	91,04 m ²
Wydłużenie skrzydła	8,83
Masa własna	27 646 kg
Masa startowa maks.	52 390 kg

Masa do lądowania maks.	46 720 kg
Masa bez paliwa	43 091 kg
Masa ładunku płatnego	15 445 kg
Obciążenie powierzchni	575,5 kg/m ²
Obciążenie ciągu	4,08 kg/daN
Prędkość operacyjna maks.	0,84 Ma
Prędkość ekonomiczna	0,73 Ma
Prędkość pozioma maks.	943 km/h
Prędkość przelotowa	927 km/h
Prędkość przeciągnięcia (z klapami, masa maks. do lądowania)	184 km/h
Start na 10,7 m	2073 m
Lądowanie z 15 m	1341 m
Zasięg normalny	4262 km
Promień zakrętu na ziemi	17,6 m
Poziomy hałas	95,3-192,4 EPNdB

H.M.



Metoda pomiaru części profilowych wspomaganą komputerem na przykładzie łopatek turbin i sprężarek

Dr inż. KONRAD LUBKOWSKI
 Mgr inż. SŁAWOMIR TOPOLSKI
 Politechnika Warszawska

Łopatkę sprężarek i turbin są częściami o skomplikowanych kształtach przestrzennych. Konstrukcyjnie składają się z części mocującej — zamka oraz profilowej — pióra. Pióro łopatki ma konfigurację przestrzenną, na ogół jest zmiernowane przez podanie wymiarów współrzędnych punktów profilu na kolejnych przekrojach równoległych do podstawy (rys. 1).

Operacja kontroli wymiarów łopatki sprowadza się do zmierzenia w kolejnych płaszczyznach punktów leżących na profilu łopatki i porównania z wymiarami rysunkowymi, a także sprawdzenia położenia danego przekroju względem zamka.

Operacje kontroli nie mogą być wykonane konwencjonalnymi przyrządami mierniczymi i od początku produkcji silników turbinowych powstawały specjalne przyrządy pomiarowe do pomiarów i kontroli łopatek. Najczęściej stosowano przyrządy, w których operacji kontroli dokonywano przez porównanie łopatki mierzonej z wzorcem. Najprostszym, a zarazem najczęściej stosowanym przyrządem pokazano na rys. 2. W przyrządzie tym sztywna rama wyposażona w wodzik opierała się nim o mierzoną łopatkę, w drugim ramieniu ramy zamocowany czujnik zegarowy lub indukcyjny ślizgał się po wzorcu łopatki. Przed pomiarem układ musiał być wyzerowany w ten sposób, że zamiast łopatki

mocowano również wzorec i ustawiano wskazania czujnika na zero. Wadą tego systemu jest konieczność wykonania dwóch wzorców w metalu dla każdego typu łopatki oraz otrzymywanie jedynie odchyłek od zarysu nominalnego. Równocześnie jednak pomiar jest prosty i szybki i może być stosowany na stanowisku pracy.

Wykonywanie wzorców w metalu jest bardzo pracochłonne i kosztowne, a poza tym wzorce należy również jako zmierzyć.

Następne przyrządy typu optycznego i optomechanicznego porównywały zarysy poszczególnych przekrojów z teoretycznym zarysem za pomocą specjalnego układu optycznego (rys. 3). Stolik pomiarowy wyposażony jest w dwa współosiowe sworznie oraz w płytkę szklaną z dokładnie naniesionymi okręgami, przez którą przechodzi promień świetlny. Obraz krążka za pomocą systemu soczewek podawany jest na nieruchomą płytkę, na której naniesiony jest zarys nominalny danego przekroju. Prowadząc stolik tak, aby sworznie ślizgały się po powierzchni łopatki, na ekranie otrzymamy obraz siatki ustawionej względem zarysu nominalnego. Jeżeli łopatka mierzona ma np. miejscowe zagłębienie, to na ekranie siatka nasunie się na zarys łopatki. Przyrząd ten jest bardziej uniwersalny od poprzedniego, gdyż można mierzyć różne typy łopatek wkładając odpowiednie płytki z zarysami nominalnymi.

W produkcji seryjnej szeroko stosowano również przyrządy „kasetowe” (rys. 4) z szeregiem czujników zegarowych, indukcyjnych, a nawet pneumatycznych, które po uprzednim ustawieniu na zero na łopacie wzorcowej wskazywały odchyłki mierzonej łopatki w wybranych punktach.

Jak widać, we wszystkich tych metodach istniała konieczność wykonania wzorca. Pojawienie się nowej generacji przyrządów pomiarowych, tzw. maszyn pomiarowych sterowanych komputerami, zmieniło technikę pomiarów, usuwając konieczność wykonywania wzorca materialnego. Łopatkę możemy zmierzyć w zadanym układzie współrzędnych za pomocą maszyny pomiarowej, a także porównać uzyskane wyniki z wzorcem — w tym przypadku z wprowadzonymi wcześniej do pamięci komputera współrzędnymi punktów profilu, z założonym polem tolerancji w postaci kwadratu lub okręgu. Uproszczony wygląd trój-współrzędnościowej maszyny pomiarowej pokazano na rys. 5.

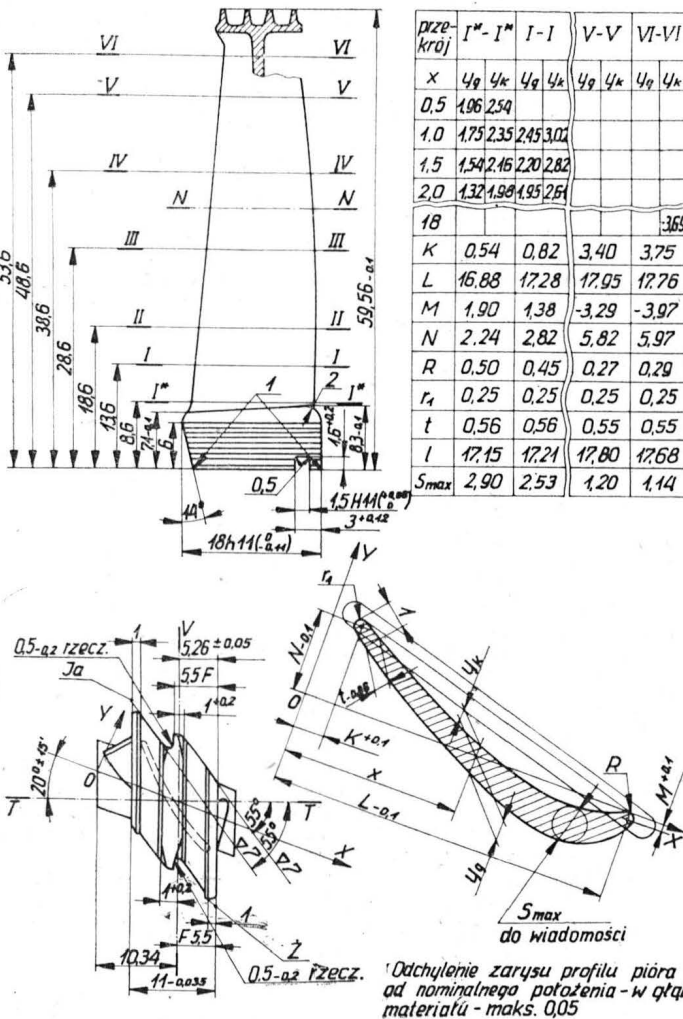
Opis opracowanej metody [3]

Zastosowano tu jednoczesny pomiar koryta i grzbietu pióra. Łopatkę zamocowana jest w specjalnym uchwycie dającym możliwość dokładnego ustawienia w układzie bazowym współrzędnych. Uchwyt ten ponadto pozwala na zakładanie różnych zamków, a więc i na pomiar różnych łopatek.

Należy teraz wybrać lokalny układ współrzędnych gwarantujący nieprzekroczenie zakresu układu pomiarowego (rys. 6). W układzie lokalnym ustawia się zestaw pomiarowy, który należy wyzerować. Obracając łopatkę wokół osi Z_1 układu lokalnego, powoduje się przesuwanie końcówek układu pomiarowego po korycie i grzbiecie pióra. Należy zauważyć, że płaszczyzna X_1Y_1 układu lokalnego, a więc i urządzeń pomiarowych, ustawiona jest w ściśle określonym położeniu (przekroju pomiarowym).

Obrót łopatki następuje co pewien kąt (np. co 5°) ustalony na przyrządzie. W każdym położeniu kątowym pióra dokonuje się odczytu wychyleń zestawu pomiarowego.

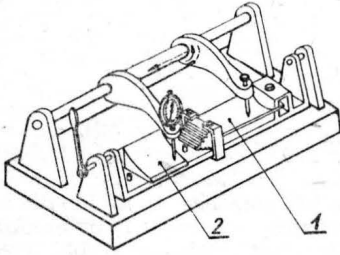
Po przejściu czujników przez całą powierzchnię łopatki następuje przesunięcie układu pomiarowego do następnej płaszczyzny (przekroju). W ten sposób można dokonać pomiaru łopatki w wielu przekrojach (np. co 5 mm); wychylenia wskaźników zestawu pomiarowego dla każdego przekroju są notowane.



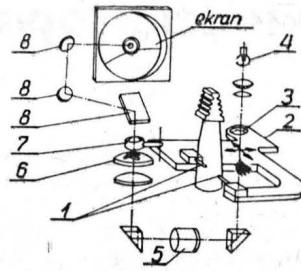
Rys. 1. Rysunek konstrukcyjny łopatki turbiny

Po dokonaniu pomiaru (położenie przekroju, kąt obrotu, wychylenie wskaźników) wyniki wprowadzone są do komputera, który dla każdego przekroju łopatkki kreśli na urządzeniu graficznym teoretyczną krzywą, po której powinien poruszać się środek kulki końcówki pomiarowej. Kreślone

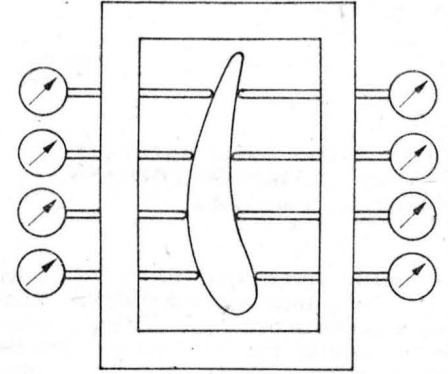
nie). Rozwiązania problemu można dokonać zakładając, że dysponujemy dokładnie zdefiniowanym pod względem matematycznym kształtem pióra łopatkki.



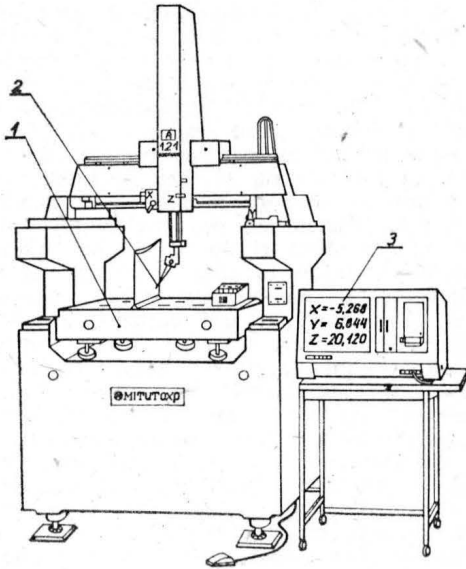
Rys. 2. Schemat przyrządu do pomiaru odchylek części profilowej łopatkki: 1 — łopatkka mierzona, 2 — wzorec



Rys. 3. Schemat przyrządu optomechanicznego do kontroli pióra łopatkki: 1 — sworznie pomiarowe, 2 — płytka szklana z okręgami, 4 — lampka, 5 — układ soczewek, 6 — płytka z zarysem nominalnym przekroju, 7 — soczewka, 8 — zwierciadło płaskie

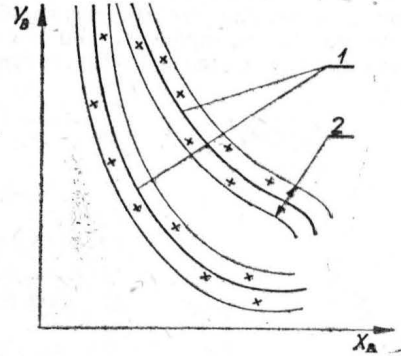


Rys. 4. Przyrząd kasetowy do pomiaru profilu pióra łopatkki

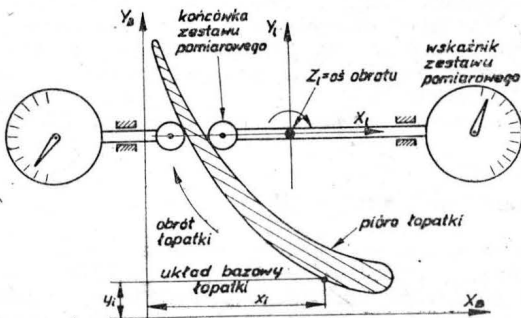


Rys. 5. Współrzędnościowa maszyna pomiarowa z urządzeniami peryferyjnymi: 1 — stoł, 2 — końcówka pomiarowa — tester, 3 — układ sterowania i odczytu wskazań

Stosując nowoczesne metody projektowania definiuje się kształt łopatkki właśnie w ten sposób. Konstruktor za pomocą komputera „pokrywa” pióro łopatkki płatkami powierzchniowymi o ściśle określonych równaniach [4, 5]. Mając zaś określony kształt łopatkki w postaci tradycyjnej, czyli współrzędne punktów w wybranych przekrojach, można (stosując system PATCH-ST opracowany na Politechnice Warszawskiej) przejść na wyżej wspomnianą postać powierzchni [7]. Do tego systemu wprowadza się odpowiednio dane współrzędnych punktów w przekrojach zamieszczone na tradycyjnym rysunku konstrukcyjnym



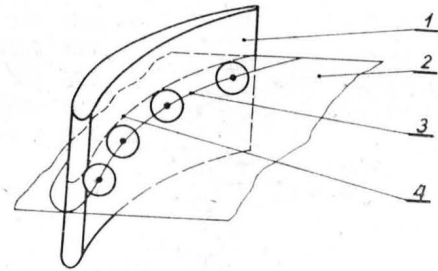
Rys. 7. Wynik pomiaru profilu w danym przekroju uzyskany na urządzeniu graficznym — plotterze, grafoskopie itp.: 1 — teoretyczne krzywe środków kulki pomiarowej, 2 — pole tolerancji



Rys. 6. Schemat opisywanej metody pomiarowej: x_i, y_i — rysunkowe współrzędne profilu w danym przekroju

są także w odpowiedniej skali krzywe pola tolerancji wykonania pióra. Na ten rysunek nakładane są punkty pomiarowe (rys. 7). Otrzymuje się w ten sposób rysunki dla każdego przekroju pomiarowego, na podstawie których można ocenić dokładność wykonania łopatkki. Na rysunku pomiarowym naniesione są położenia środka kulki końcówki pomiarowej, ponieważ leżą one w jednej płaszczyźnie (płaszczyźnie przekroju). Nie można narysować punktów styku pióra (czyli faktycznego kształtu łopatkki), gdyż leżą one na powierzchni zdeterminowanej kształtem łopatkki (rys. 8). Rysunek ten byłby więc niedokładny.

Pozostaje problem wyliczenia teoretycznego położenia środka kulki końcówki pomiarowej przy założeniu, że porusza się ona w płaszczyźnie, a kształty zarówno kulki, jak i łopatkki są przestrzenne (czyli, jak to widać na rys. 8, linia łącząca punkty styku kulki i powierzchnie nie leży w płaszczyźnie przekroju ani w jakiegokolwiek płaszczyź-



Rys. 8. Styk końcówki pomiarowej z powierzchnią mierzona. Punkty styku kulki z powierzchnią łopatkki w ogólnym przypadku nie leżą w płaszczyźnie pomiarowej (przekroju): 1 — pióro łopatkki, 2 — płaszczyzna przekroju, 3 — krzywa środków kulki, 4 — krzywa styków kulki z łopatką

łopatkki. Na tej podstawie system buduje powierzchnię składającą się z płatek zdefiniowanych na czterech punktach narożnych. Płatki te łączą się w płynną powierzchnię przy zachowaniu ciągłości na krzywych łączenia zarówno pierwszych, jak i drugich pochodnych.

Każdy płatek zapisywany jest w pamięci komputera w zunifikowanej formie (rys. 9):

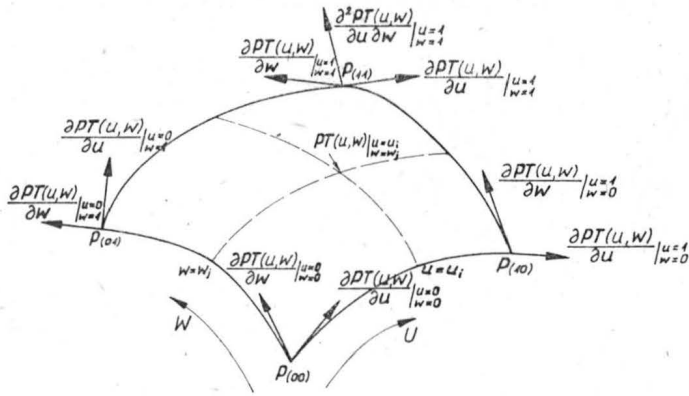
$$PT(u, w) = [u^3 u^2 u^1 u^0] [P] [w^3 w^2 w^1 w^0]^T$$

gdzie macierz $[P]$ wyliczona jest:

$$[P] = [A] [PX] [A]^T$$

Macierz $[A]$ zapewnia płynne połączenie płatek w powierzchnię. Macierz $[PX]$ natomiast zawiera dane o współ-

rzędnych punktów narożnych, dane o pochodnych cząstkowych powierzchni płata w kierunku u i w w punktach narożnych oraz dane o pochodnych mieszanych w tych punktach.



Rys. 9. Płatek powierzchniowy — oznaczenia

Mając zdefiniowany w ten sposób kształt pióra łopaty, można wyliczyć współrzędne punktów styku, a następnie współrzędne punktów środka kulki końcówki pomiarowej:

$$\vec{P}_o = \vec{P}_s + \vec{V}_n \cdot R_k \quad (1)$$

Jest to wektorowy wzór na wyliczenie punktu środka kulki $\vec{P}_o = [x_o, y_o, z_o]$. We wzorze tym $\vec{P}_s = [x_s, y_s, z_s]$ jest wektorem położenia punktu styku, \vec{V}_n jest jednostkowym wektorem normalnym do powierzchni pióra, a R_k jest promieniem kulki.

Wektor \vec{V}_n jest wyliczany ze wzoru:

$$\vec{V}_n = \vec{V}_u \times \vec{V}_w \text{ normalizowane} \quad (2)$$

gdzie wektory \vec{V}_u i \vec{V}_w są wektorami stycznymi do powierzchni łopaty w kierunkach u i w w punktach styku.

Współrzędne tych wektorów wylicza się ze wzorów:

$$\vec{V}_u = [3u_s^2 2u_s^1 u_s^0 | P] [w_s^3 w_s^2 w_s^1 w_s^0]^T$$

$$\vec{V}_w = [u_s^3 u_s^2 u_s^1 u_s^0 | P] [3w_s^2 2w_s^1 w_s^0]^T$$

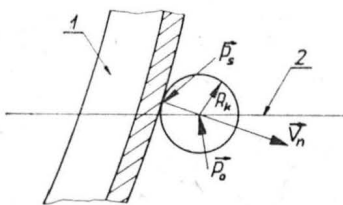
Punkt styku natomiast jest wyliczany z równania płata i ma współrzędne:

$$\vec{P}_s = [u_s^3 u_s^2 u_s^1 u_s^0 | P] [w_s^3 w_s^2 w_s^1 w_s^0]^T$$

Mając równanie płaszczyzny przekroju:

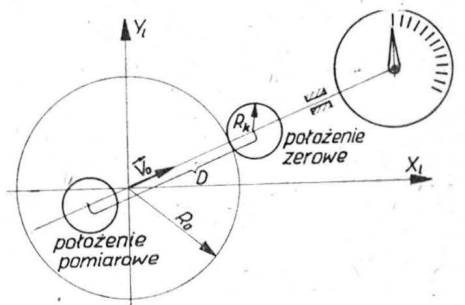
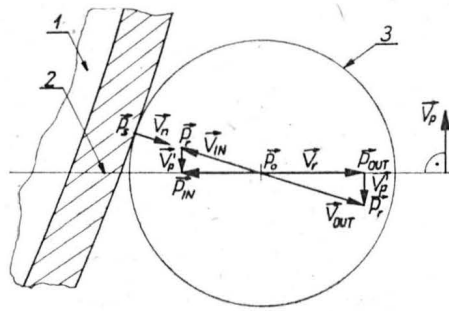
$$Ax + By + Cz + D = 0 \quad (3)$$

można wyliczyć punkt \vec{P}_o taki, że spełnia równanie (1) i (3) rys. 10).



Rys. 10. Wyznaczenie punktu styku \vec{P}_s : 1 — pióro łopaty, 2 — płaszczyzna przekroju

Rys. 11. Wyznaczanie punktów tolerancji \vec{P}_{IN} , \vec{P}_{OUT} . Zadana tolerancja wykonania pióra w kierunku wektorów \vec{V}_{IN} i \vec{V}_{OUT} : 1 — pióro łopaty, 2 — płaszczyzna przekroju, 3 — kulka



Rys. 12. Schemat zerowania przyrządu przed pomiarem

Kolejne punkty \vec{P}_o wyliczane są co 0,1 mm. Daje to na rysunku gładkie krzywe. Gęstsze wyliczanie tych punktów mija się z celem, ponieważ wartość 0,1 mm jest średnią wartością grubości linii urządzeń kreślących.

W opisywany wyżej sposób można otrzymać linię teoretyczną środków kulki końcówki pomiarowej. Na rysunek naniesione są dwie krzywe pola tolerancji. Wyliczane są one z rzutowania wartości tolerancji pomnożonej przez odpowiednią skalę, w kierunku prostopadłym na płaszczyznę przekroju (rys. 11).

Przeprowadzony tu będzie przykładowy rachunek punktu \vec{P}_{IN} :

$$\vec{P}_{IN} = \vec{P}_o + \vec{V}_T$$

gdzie wektor

$$\vec{V}_T = \vec{V}_{IN} + \vec{V}_P$$

wektor \vec{V}_{IN} natomiast jest wyliczony ze skalowania i ukierunkowania jednostkowego wektora normalnego do powierzchni (2):

$$\vec{V}_{IN} = -IN \cdot S \cdot \vec{V}_n$$

gdzie:

IN — wartość tolerancji w głąb materiału,
 S — skala rysunku pola tolerancji.

Wektor \vec{V}_P jest wyliczony z odpowiedniego wyskalowania jednostkowego wektora płaszczyzny przekroju \vec{V}_P z odpowiednim jednak jego ukierunkowaniem:

$$\vec{V}_P = -D \cdot \vec{V}_P$$

gdzie D jest odległością punktu \vec{P}_r od płaszczyzny przekroju. Odległość ta może być dodatnia lub ujemna w zależności od tego, w której półprzestrzeni leży punkt \vec{P}_r

$$D = \frac{\vec{V}_{IN} \cdot \vec{V}_P}{|\vec{V}_P|}$$

W ten sposób określane są dla każdego punktu \vec{P}_o punkty \vec{P}_{IN} i \vec{P}_{OUT} tworzące krzywe pola tolerancji.

Pozostało jeszcze wyliczenie punktów pomiarowych (rys. 7), gdyż, jak podano wyżej, do komputera są wprowadzane tylko wychylenia wskaźników zespołu pomiarowego.

Wyliczenia punktu pomiarowego dokonuje się wg wzoru (rys. 12):

$$\vec{P}_p = \vec{P}_L + (R_o + R_k - D) \cdot \vec{V}_o$$

gdzie:

\vec{P}_L — punkt początku układu lokalnego,

R_o — promień zerowania zespołu pomiarowego (liczony w kierunku wektora \vec{V}_o),

R_k — promień kulki końcówki pomiarowej,

D — wartość wychylenia wskaźnika pomiarowego,

\vec{V}_o — jednostkowy wektor kierunkowy pomiaru mający w układzie lokalnym współrzędne: $[\cos \alpha, \sin \alpha, 0]$ (α — kąt pomiaru).

Gdy zostaną wyliczone wszystkie punkty pomiarowe, komputer nanosi je na wyrysowane pola tolerancji z odpowiednim skalowaniem odchylen od położen teoretycznych.

Opisana wyżej metoda jest półautomatyczna, gdyż wymaga notowania odchylen wskaźników pomiarowych i wprowadzania ich do komputera. Stosując jednak automatyczne czujniki w zespole pomiarowym, można wprowadzić te dane do komputera bezpośrednio. Skracza to wydatnie czas pomiaru oraz eliminuje możliwość pomyłek przy odczycie i wprowadzaniu wychyleń do komputera.

Program pomiarowy opracowany jest na komputer PDP-11 lub SM4 z systemem operacyjnym RSX-11M. Jako urządzenie kreślące wykorzystany jest pisak XY firmy Tektronix. Przy niewielkich przeróbkach programu można zastosować inne urządzenie graficzne, jak plotter firmy Siemens, Xynetix, Calcomp itp. [6].

Dokładność pomiaru w opisywanej metodzie determinowana jest dokładnością ustawienia układu lokalnego i dokładnością kulki końcówki pomiarowej. Wyeliminowane są natomiast błędy wynikające z przestrzennego zakrzywienia łopaty, które były nie do ominięcia w metodach konwencjonalnych.

Lit. na II s. okt.

Gates Learjet/Piaggio GP-180

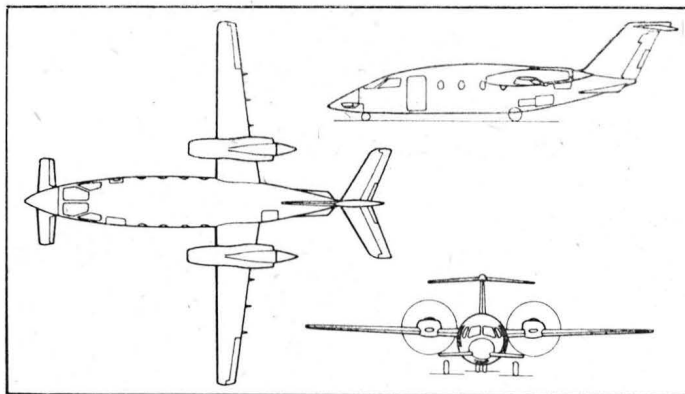
• USA/Włochy •

Lekki turbośmigłowy samolot służbowy o niekonwencjonalnym układzie

W kwietniu 1985 r. ma wystartować do pierwszego lotu prototyp turbośmigłowego samolotu służbowego Gates Learjet/Piaggio GP-180 o nietypowym układzie. Prace projektowe nad samolotem rozpoczęła przed pięciu laty firma Piaggio, opierając się na rozległych badaniach teoretycznych i tunelowych — ostatnio w przydźwiękowym tunelu firmy Boeing w Seattle — i przewidując zastosowanie najnowszych materiałów i rozwiązań konstrukcyjnych. Decyzja firmy Gates Learjet przystąpienia do współpracy z firmą Piaggio została podjęta po analizie wielu innych projektów.

Samolot GP-180 ma dwa turbinowe silniki śmigłowe zabudowane na skrzydłach w układzie pchającym. Płat o dużym wydłużeniu, bez skosu, jest zamontowany za kabiną pasażerską, powyżej osi kadłuba. W związku z takim usytuowaniem płata zastosowano usterzenie typu T ze skośnym statecznikiem wysokości i dodatkowy płat z przodu kadłuba. Przedni płat wytwarza dodatkową siłę nośną i pomaga w wyważeniu samolotu. Kłapy na krawędzi spływu przedniego płata są sprzężone z klapami płata głównego w celu przeciwdziałania pochylaniu „nosa” w chwili wypuszczenia głównych kłap. Zastosowanie konwencjonalnego usterzenia pozwoliło na zoptymalizowanie przedniego płata jako elementu działającego ustateczniająco w szerokim zakresie warunków lotu oraz na zmniejszenie powierzchni, a tym samym oporu głównego płata. Przedni płat ma lekkie ujemne V, rozpiętość 3,28 m, powierzchnię 2,19 m² i wydłużenie 4,92. Kadłub o przekroju kołowym zapewnia większe poprzeczne wymiary kabiny niż w przypadku obecnie użytkowanych śmigłowych samolotów służbowych: szerokość 1,83 m i wysokość 1,75 m. Różnica ciśnienia w kabinie wynosi 0,62 daN/cm². 7-osobowa kabina z pomieszczeniem bagażowym (za tylną przegrodą) o objętości 1,19 m³ ma układ standardowy. Do napędu wybrano silniki Pratt Whitney PT6A-61 o mocy startowej ograniczonej do 523 kW (710 KM). Pojemność zbiorników paliwowych wynosi 1514 l.

Nosowa część kadłuba, przedni płat, gondole silnikowe, krawędź spływu głównego płata łącznie z lotkami i klapami, całe usterzenie i małe płetwy na ogonowej części kadłuba będą wykonane z laminatów. Firma Piaggio jest odpowiedzialna za opracowanie i produkcję głównego płata, gondoli silnikowych i usterzenia z tylną częścią kadłuba, a Gates Learjet — za środkową i przednią część kadłuba z przednim płatem. Pierwszy prototyp ma być gotowy do lotu w kwietniu 1985 r., a drugi — we wrześniu. Rozpoczęcie dostaw samolotów seryjnych przewiduje się na październik 1986 r. Dzięki swej dużej prędkości przelotowej samoloty GP-180 mają wypełnić lukę między obecnie eksploatowanymi służbowymi samolotami śmigłowymi i odrzutowymi.



Dane techniczne

Rozpiętość	13,84 m
Długość	14,17 m
Wysokość	3,93 m
Powierzchnia płata głównego	15,79 m ²
Masa samolotu pustego z jednym pilotem	2903 kg
Masa paliwa	1216 kg
Masa do startu maks.	4445 kg
Masa do lądowania maks.	4223 kg
Prędkość maks.	740 km/h
Prędkość przelotowa maks.	644 km/h
Prędkość przelotowa ekonomiczna	593 km/h
Wznoszenie maks.	18,5 m/s
Pałap użytkowy	12 500 m
Długość startu na 15 m	735 m
Długość lądowania z 15 m	610 m
Zasięg z 4 pasażerami i rezerwą paliwa IFR	3380 km

W.K.

cd. ze s. 14

79 — strzelać, prowadzić ogień; odpalać (rakietę); zapalać; uruchamiać (się) (o silniku)

80 — zapalić się

81 — ulegać zniszczeniu przez ogień

82 — gasić ogień

83 — odchyłać się okresowo, wykonywać wahania kierunkowe, myszkować; lecieć zyzgakiem (l. „zmijką”)

84 — zabudowywać, montować; mocować, łączyć; modyfikować; dopasowywać

85 — wyposażać (w coś); zabudowywać (coś)

86 — mocować, ustalać; usuwać usterki; przerabiać; określać położenie

87 — znajdować się na trawersie punktu radionawigacyjnego

88 — z. nad punktem radionawigacyjnym

89 — określać położenie

90 — zapalać

91 — (z)gasnąć (o silniku turbinowym)

92 — zbijać płomień, zdmuchiwać p.

93 — wypuszczać kłapy, wychylać k.

94 — chować k.

95 — wyrównywać (tor lotu przed lądowaniem)

96 — spłaszczać

97 — przechodzić do lotu poziomego (po nurkowaniu lub wznoszeniu)

98 — włączać (np. reflektor)

99 — migać (o lampce); drzeć (o wskazówce przyrządu)

100 — przerwać lot (awaryjnie)

101 — kontynuować lot

102 — stać się niesterownym w locie (o samolocie)

103 — kierować samoloty na inne lotnisko

104 — wykonywać lot rejsowy

105 — wypuszczać do lotu

106 — powrócić do stanu lotu poziomego

107 — utrzymywać lot poziomy

108 — przerwać lot

109 — pływać; trzymać się na wodzie; spuszczać na wodę

110 — lecieć lotem ślizgowym; utrzymywać się w powietrzu

K.D.

Wpływ charakterystyki osełek i płynów obróbkowych na wyniki gładzenia cylindrów ze stali 38HA

Dr inż. JACEK K. MICHAŁSKI
Politechnika Rzeszowska
Instytut Budowy Maszyn

Na wyniki gładzenia wpływa kilka czynników, wśród których duże znaczenie mają czynniki związane z osełką, płynem obróbkowym i obrabianym materiałem. Charakterystyka osełki obejmuje: typ i wymiary, gatunek i rodzaj ścierniwa, wielkość ziarna, twardość, strukturę (koncentrację diamentu), rodzaj spoiwa.

Typ osełek dobiera się w zależności od wielkości geometrycznych gładzonego cylindra i odmiany konstrukcyjnej gładzaka. Osełki do gładzenia mają najczęściej przekrój kwadratowy, prostokątny, okrągły lub są rodzajem segmentów diamentowych uformowanych w kształcie prostopadocianu inającego powierzchnię/roboczą w postaci wycinka walca o krawędziach na ogół równoległych. Wymiary osełek określa ich trwałość oraz średnica i długość obrabianego cylindra.

Gatunek i rodzaj ścierniwa dobiera się w zależności od właściwości obrabianego materiału, rodzaju obróbki i innych cech osełek. Do gładzenia stali zaleca się głównie elektrokorund szlachetny. Obecnie istnieje tendencja stosowania węgla krzemu zielonego do obróbki zgrubnej i wykańczającej oraz diamentu naturalnego i syntetycznego.

Wielkość ziarna dobiera się w zależności od wymaganej wydajności, dokładności wymiarowo-kształtowej, właściwości warstwy wierzchniej. W warunkach mikroskrawania ze zwiększeniem wielkości ziarna wzrasta wydajność, lecz wzrasta przy tym i chropowatość powierzchni. Podczas wygładzania wpływ ziarnistości na chropowatość powierzchni, wydajność, zużycie osełek jest niewielki.

Twardość jest jedną z najważniejszych właściwości osełek. Zwiększenie twardości osełek wpływa na zmianę warunków gładzenia z mikroskrawania na wygładzanie. Istnieje więc konieczność precyzyjnego doboru twardości oraz stosowania właściwej metody i warunków jej pomiaru.

Rodzaj spoiwa jest jedną z ważniejszych właściwości osełek, decydujących o ich zdolności skrawnej. W produkcji osełek ściernych znalazła zastosowanie większość spoiw ujętych w PN-72/M-95100. Zalecane są najczęściej spoiwa żywiczne ze względu na uzyskiwanie większej wydajności, jak i mniejszej chropowatości powierzchni, zwłaszcza materiałów ciągliwych. Dla osełek z warstwą diamentową największe zastosowanie mają spoiwa metalowe.

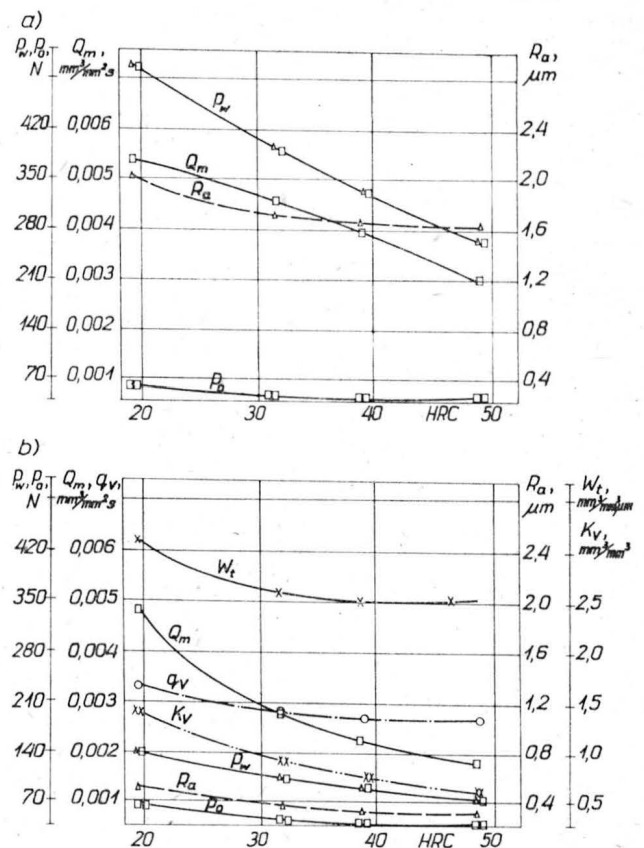
Oprócz przedstawionych właściwości fizykomechanicznych osełek, istotny jest kształt ścierniwa, rodzaj nasycenia, technologia wykonania.

Rodzaj płynu obróbkowego, jego intensywność, czystość, sposób doprowadzenia do obszaru styku osełek z materiałem obrabianym decyduje o wynikach gładzenia. Jak wykazuje praktyka, niewłaściwe stosowanie płynów obróbkowych stwarza wiele problemów produkcyjnych.

Gładzenie cylindrów o różnych właściwościach mechanicznych

Gładzenie cylindrów rozrządzanych sprężarek powietrznych o twardości tulei 19÷47 HRC ze stali 38HA przeprowadzono osełkami z warstwą diamentową D 100/80 75 M produkcji FMS Grodzisk Mazowiecki i osełkami 89A150S4B8 firmy Tyrolit. Gładzenie prowadzono przez 60 s z parametrami: prędkość obwodowa $v_o = 0,62$ m/s, prędkość przostoliniowo-zwrotna $v_w = 0,20$ m/s, nacisk jednostkowy $p = 1,09$ MPa. Płynem obróbkowym była nafta z dodatkiem

20% oleju maszynowego 10 o wydatku 0,00033 m³/s. Uzyskane wyniki badań (rys.) wskazują, że wskaźniki przebiegu i wyniku gładzenia dobrze charakteryzuje twardość stali. Zwiększenie twardości stali powoduje zmniejszenie składowej osiowej P_w i obwodowej P_o siły skrawania, jak i zmniejszenie wydajności obróbki Q_m . Chropowatość powierzchni zarówno podczas gładzenia osełkami z warstwą diamentową, jak i osełkami ściernymi ulega poprawie. Wydajność gładzenia osełkami z warstwą diamentową stali o twardości 19÷47 HRC jest średnio o 50% większa od wydajności i gładzenia osełkami ściernymi o tej samej wielkości ścierniwa. Największe różnice wydajności Q_m występują dla stali o większej twardości. Wraz ze zwiększeniem twardości stali, zużycie osełek ściernych ulega zmniejszeniu. Do twardości 31 HRC zużycie osełek 89A150S4B8 jest mniejsze od wydajności gładzenia, natomiast dla większej twardości przekracza wydajność gładzenia. Przedstawione zmiany wydajności Q_m , zużycia osełek q_v , chropowatości R_a wpływają na zmniejszenie objętościowej wydajności względnej K_v i wskaźnika doboru warunków gładzenia W_t ze zwiększeniem twardości stali. Objętościowa wydajność względna jest ilorzem wydajności gładzenia i zużycia osełek, zaś wskaźnik doboru warunków gładzenia przedstawia ilorzem objętościowej wy-



Rys. Zależność wskaźników przebiegu i wyniku gładzenia od twardości stali: a) gładzenie osełkami z warstwą diamentową D 100/80 75 M, b) gładzenie osełkami ściernymi 89A150S4B8

dańności względnej i chropowatości powierzchni określonej wyróżnikiem R_a .

osiek z węglika krzemu zielonego w zakresie 76÷110 HRF powoduje zmniejszenie ich zużycia. Najintensywniej zmia-

TABLICA 1. Wpływ twardości osiek z 99A i 99C na wskaźniki gładzenia

Nr osiek ściernych	Oznaczenie osiek ściernych	Twardość osiek, HRF	Nacisk jednost. P , MPa	Producent	Wydajność gładzenia, Q_m , mm ³ /mm ² s	Objętościowa wydajność względna K_v , mm ³ /mm ³	Zużycie osiek q_v , mm ³ /mm ² s	Wskaźnik doboru W_t , mm ³ /mm ² μm	Chropowatość R_a , μm	Uwagi
1	9A-F360/23-F-8-V	59	0,13	FMS Wapienica	0,0008	0,04	0,0205	0,11	0,36	duże zużycie q_v
2	99A-F360/23-H-8-V	80	0,22	„	0,0024	1,60	0,0015	4,71	0,34	—
3	99A-F360/23-J-8-V	86	0,23	„	0,0020	1,25	0,0016	2,84	0,44	—
4	99A-F360/23-L-8-V	94	0,23	„	0,0016	0,73	0,0022	2,70	0,27	—
5	99A-F360/23-Q-8-V	100	0,05	„	0,0005	0,01	0,0350	0,01	0,85	pękanie, kruszenie
6	99C-F360/23-I-8-V	76	0,12	„	0,0014	0,09	0,0163	0,31	0,29	duże zużycie q_v
7	99C-F360/23-L-8-V	82	0,14	„	0,0016	0,10	0,0160	0,21	0,48	duże zużycie q_v
8	99C-F360/23-J-8-V	92	0,20	„	0,0026	0,32	0,0080	0,89	0,36	—
9	99C-F360/23-M-8-V	95	0,20	„	0,0036	0,75	0,0048	2,42	0,31	—
10	99C-F360/23-M-8-V	104	0,20	„	0,0052	1,16	0,0045	5,04	0,23	—
11	99C-F360/23-0-8-V	110	0,74	„	0,0048	1,17	0,0041	3,00	0,39	—

Gładzenie osiekami ściernymi z 99A i 99C o różnej twardości

Obrabiano cylindry o największej wytrzymałości R_m wynoszącej 1200 MPa, otrzymanej przy twardości 35÷39 HRC. Uzyskane wyniki gładzenia (tablica 1) osiekami z 99C wskazują na możliwość uzyskania dwukrotnie większej wydajności obróbki Q_m z korzystnym przebiegiem procesu gładzenia określonym wskaźnikiem doboru warunków gładzenia W_t w porównaniu z obróbką osiekami z 99A. Stwierdzono, że zużycie osiek z elektrokorundu szlachetnego jest mniejsze niż osiek z węglika krzemu zielonego. Dla osiek z 99A uzyskuje się korzystniejszą objętościową wydajność względną K_v . Wynika to z właściwości ścierniwa 99C, które ma skłonność do pękania i kruszenia przy korzystnym przebiegu procesu gładzenia. Chropowatość powierzchni R_a przy gładzeniu osiekami 99A i 99C jest w przybliżeniu taka sama. Optymalna twardość osieki o spoiwie ceramicznym i strukturze z elektrokorundu szlachetnego o wielkości ziarn F360/23 wynosi 80 HRF, zaś dla osieki z węglika krzemu zielonego o tej charakterystyce twardość powinna wynosić 104 HRF. Dla tych twardości uzyskano największą wydajność Q_m , jak również najkorzystniejszą K_v i W_t .

Wpływ twardości osiek na wskaźniki gładzenia jest zależny od rodzaju ich ścierniwa. Zwiększenie twardości

ny zużycia q_v zachodzą przy twardości 82÷95 HRF. Małe twardości osiek z elektrokorundu szlachetnego wpływają na nadmierne ich zużycie, małą wydajność i średnią wartość chropowatości R_a , zaś duża twardość osiek z 99A wpływa na małą wydajność Q_m , jak również na ich pękanie i kruszenie. Uniemożliwia to prowadzenie gładzenia oraz wpływa na uszkodzenia warstwy wierzchniej. Najmniejsze zużycie osiek z 99A otrzymano, gdy twardość wynosiła 80 HRF. W badanych zakresach zmian twardości osiek ściernych chropowatość powierzchni R_a zmieniała się dwukrotnie. Najmniejszą wartość R_a otrzymano przy twardości 94 HRF dla osiek z 99A i twardości 104 HRF dla osiek z 99C. Ogólnie można stwierdzić, że mniejszą wartość R_a można uzyskać osiekami o większej twardości. Twardość powinna być możliwie największa, taka, przy której występuje mikroskrwanie i nie zachodzi pękanie i kruszenie osiek. Niebezpieczeństwo uszkodzeń osiek ściernych występuje szczególnie dla ścierniwa z 99A.

Dobór osiek ściernych

Dokonano doboru osiek spośród importowanych oraz produkowanych w kraju narzędzi (tabl. 2 i 3). Z uzyskanych danych wynika, że zastosowanie osiek ściernych o twardości mniejszej niż 70 HRF jest niecelowe w gładzeniu cylindrów ze stali ze względu na duże ich zużycie,

TABLICA 2. Wpływ charakterystyki osiek z 99A na wskaźniki gładzenia

Nr osiek ściernych	Oznaczenie osiek ściernych	Twardość osiek, HRF	Rodzaj spoiwa	Nacisk jedn. P , MPa	Producent	Wydajność gładzenia Q_m , mm ³ /mm ² s	Objętościowa wydajność względna K_v , mm ³ /mm ³	Zużycie osiek q_v , mm ³ /mm ² s	Wskaźnik doboru wartości gładzenia W_t , mm ³ /mm ² μm	Chropowatość powierzchni R_a , μm
12	EKW 70R HN 1211	110	rutylowe nasycone węglem	0,49	Nagel	0,0028	2,00	0,0014	2,67	0,75
13	99A-80-0-8-I	76	ceramiczne	0,22	FMS Grodz. Maz.	0,0016	0,07	0,0224	0,03	2,70
14	EKW 80R HN 3210	113	rutylowe	0,45	Nagel	0,0021	2,62	0,0008	3,86	0,68
15	8A150S4B8	81	żywiczne	0,76	Rappolo	0,0028	1,75	0,0016	3,57	0,49
16	89A150S4B8	94	żywiczne	0,76	Tyrolit	0,0020	1,05	0,0019	2,02	0,52
17	99A-220-Q-8-V	105	ceramiczne	0,13	FMS Grodz. Maz.	0,0024	4,80	0,0005	3,53	1,36
18	NK 400Ba	104	żywiczne	0,29	Nagel	0,0036	2,00	0,0018	13,33	0,15
19	99A-F500/I3-7-8-V5	82	ceramiczne nasycone siarką	0,29	FMS Grodz. Maz.	0,0003	0,38	0,0008	2,50	0,15
20	NK 700KBA5732C	87	żywiczne nasycone grafitem	0,21	Nagel	0,0020	2,50	0,0008	11,36	0,22
21	EKW 800EK 140840GS	98	ceramiczne nasycone siarką	0,29	Nagel	0,0026	3,25	0,0008	14,77	0,22
22	EKW 1000KE1257022S	109	ceramiczne nasycone siarką	0,29	agel	0,0031	2,58	0,0012	13,60	0,19

TABLICA 3. Wpływ charakterystyki oselek z 99C na wskaźniki gładzenia

Nr oselek ściernych	Oznaczenie oselek ściernych	Twardość oselek, HRF	Rodzaj spoiwa	Nacisk jedn. p, MPa	Producent	Wydajność gładzenia Q_m , mm ³ /mm ² s	Objętościowa wydajność względna K_v , mm ³ /mm ³	Zużycie oselek q_v , mm ³ /mm ² s	Wskaźnik doboru wartości gładzenia W_t , mm ³ /mm ² μm	Chropowatość pow. R_a , μm
23	99C-120-M-8-V	91	ceramiczne	0,13	FMS Grodz. Maz.	0,0010	0,18	0,0054	0,25	0,73
24	SC9220/2 35Ke	91	ceramiczne	0,22	Atlantyk	0,0012	2,00	0,0006	7,14	0,28
25	99C-F230/53-M-5-V18	93	ceramiczne	0,71	FMS Grodz. Maz.	0,0030	6,00	0,0005	16,67	0,36
26	99C-F280/37-M-8-V	93	ceramiczne	0,71	FMS Grodz. Maz.	0,0004	1,00	0,0004	6,25	0,16
27	99C-F320/29-M-8-V	102	ceramiczne	0,67	FMS Wapienica	0,0014	0,18	0,0079	0,63	0,28
28	SC9500155SKe	92	ceramiczne	0,45	Atlantyk	0,0020	0,87	0,0023	5,44	0,16
29	99C-F500/13-M-8-V	100	ceramiczne	0,29	FMS Wapienica	0,0016	1,23	0,0013	17,58	0,07
30	SC9700KBa5732G	87	żywiczne	0,31	Nagel	0,0004	0,33	0,0012	5,56	0,06
31	99C-F800/7-J-11-V	84	ceramiczne	0,31	FMS Wapienica	0,0008	0,36	0,0022	6,06	0,06
32	SC9 1000KE60 6664S	112	ceramiczne nasycone siarką	0,45	Nagel	0,0014	1,00	0,0014	6,25	0,16

małą wydajność oraz niekorzystne wartości K_v i W_t . Zmniejszając wielkości ziarn ścierniwa, można uzyskać w warunkach mikroskrawania mniejszą chropowatość powierzchni. Najmniejsze wartości chropowatości R_a i korzystne wartości W_t uzyskuje się osełkami 99C. Zwiększenie wielkości ziarn ścierniwa powoduje zwiększenie wydajności gładzenia, ale tylko gdy towarzyszy mu zwiększenie twardości oraz gdy stosuje się spoiwo o dużej wytrzymałości, np. żywiczne, rutyłowe. Osełki o małych ziarnach i spoiwie ceramicznym nasyconym siarką zapewniają dużą efektywność gładzenia określoną dużą wartością wskaźnika doboru warunków gładzenia, dużą wydajnością obróbki, małą chropowatością powierzchni i małym zużyciem. Cechy te powodują, że są to doskonałe narzędzia do obróbki wykańczającej i jednoczesnej z usunięciem średnich wartości nadmiaru obróbkowego. Natomiast osełki o małej wielkości ziarn i spoiwie żywicznym nasyconym węglem dają małą chropowatość powierzchni i małą wydajność gładzenia. Osełki te nadają się przede wszystkim

do wygładzenia i bruzdowania powierzchni cylindra. Należy zauważyć, że osełki o spoiwie żywicznym mają mniejszą skłonność do uszkodzeń warstwy wierzchniej. Osełki te stwarzają również możliwość gładzenia zarówno w warunkach mikroskrawania, jak i wygładzania przez dobranie odpowiednich parametrów procesu.

Spośród przedstawionych oselek ściernych, najkorzystniejsze wskaźniki mają: wydajność osełki 99C-F260/23-M-8-V, objętościowa wydajność względna osełki 99C-F230/53/M-5-V18, zużycie osełki NK700BA5732G, wskaźnik doboru warunków gładzenia osełki 99C-F500/13-M-8-V, ciropowatość osełki 99C-F800/7-J-11-V.

Dobór oselek z warstwą diamentową

Zwiększenie wielkości ścierniwa diamentowego (tabl. 4) powoduje zwiększenie wydajności gładzenia, wzrost chropowatości R_a i wartości K_v oraz zmniejszenie zużycia i wskaźnika doboru warunków gładzenia. Charakter tych

TABLICA 4. Wpływ charakterystyki oselek z warstwą diamentową na wskaźniki gładzenia

Nr osełki diamentowej	Oznaczenie oselek z warstwą diamentową	Twardość warstwy diamentowej HRB	Rodzaj spoiwa	Nacisk jednostkowy p, MPa	Producent	Wydajność gładzenia Q_m , mm ³ /mm ² s	Objętościowa wydajność względna K_v , mm ³ /mm ³	Zużycie oselek diamentowych q_v , mm ³ /mm ² s	Wskaźnik doboru wartości gładzenia W_t , mm ³ /mm ² μm	Chropowatość powierzchni R_a , μm
33	D135T7094/105	102	żelazne	1,09	Diagrit Diamond Tools	0,0036	276,9	0,000013	86,5	3,20
34	D100/80 75M	97	brązowe	1,09	FMS Grodz. Maz.	0,0020	166,7	0,000012	119,1	1,40
35	D63/50 75M	88	brązowe	1,09	FMS Grodz. Maz.	0,0016	123,7	0,000013	153,8	0,80
36	D50	86	brązowe	1,09	Diagrit Diamond Tools	0,0013	86,7	0,000015	154,8	0,56

TABLICA 5. Wpływ płynów obróbkowych na wyniki gładzenia osełkami z warstwą diamentową D 100/80 75 M

Rodzaj płynu obróbkowego	Wydajność gładzenia Q_m , mm ³ /mm ² s	Chropowatość powierzchni R_a , μm
Nafta z dodatkiem 20% oleju maszynowego 10	0,0035	1,60
Nafta z dodatkiem 20% oleju hydraulicznego 30	0,0024	1,15
Nafta z dodatkiem 10% oleju ACP-1	0,0027	1,09
Olej maszynowy 10	0,0020	1,18
Olej maszynowy 3 z dodatkiem 10% oleju ACP-1	0,0038	1,04
Honol C	0,0022	1,12
Honol D	0,0016	1,15
Emulsja olejowa z dodatkiem 5% oleju zemułgowanego	0,0008	0,54
Emulsja olejowa z 5% dodatkiem oleju SB	0,0006	0,52
Emulsja olejowa z 5% dodatkiem oleju Emulgrid 1	0,0008	0,44

zmian powoduje, że dobór wielkości ścierniwa diamentowego jest silnie uzależniony od przyjętego kryterium procesu. Stosowanie oselek z warstwą diamentową o spoiwie na osnowie żelaza do gładzenia stali ulepszonej cieplnie jest niewskazane ze względu na uszkodzenia warstwy wierzchniej (przypadkowe głębokie rysy). Natomiast osełki o spoiwie brązowym umożliwiają uzyskanie dużej wydajności gładzenia, zależnej od wielkości ścierniwa, i korzystnej chropowatości powierzchni.

Wpływ płynów obróbkowych na wskaźniki gładzenia

Wyniki badań płynów obróbkowych z zastosowaniem osełek z warstwą diamentową D 100/80 75 M podano w tabl. 5, a z zastosowaniem osełek 89Al50S4B8 w tabl. 6. Badaniom poddano cztery grupy płynów obróbkowych: naftę, oleje z dodatkami, płyny specjalne i wodne emulsje

olejowe. Parametry gładzenia były takie same jak przy badaniu wpływu właściwości mechanicznych cylindrów. Uzyskane wyniki wskazują, że przy zmianie płynu obróbkowego można kształtować proces gładzenia w dużych granicach. Może przebiegać on w warunkach samoostrzenia oselek, jak i w warunkach wygładzania i brudowania powierzchni. Największą wydajność gładzenia oselkami z warstwą diamentową uzyskano, stosując olej maszynowy 3 z dodatkiem 10% oleju ACP-1 i nafty z dodatkiem 20% oleju maszynowego 10. Natomiast najmniejszą wydajność otrzymano przy gładzeniu z wodnymi emulsjami olejowymi. Najkorzystniejszą chropowatość R_a podczas gładzenia oselkami D 100/80 75 M otrzymano, stosując wodną emulsję z 5% dodatkiem oleju Emulgrind 1. Największą war-

sciernymi uzyskano stosując Honol D i wodną emulsję z 5% dodatkiem Emulgridu 1. Największą wartość chropowatości R_a otrzymuje się, stosując naftę z dodatkiem 20% oleju maszynowego 10. Stosowanie w gładzeniu stali oleju maszynowego 10 umożliwia uzyskanie korzystnej chropowatości R_a , powoduje wygładzanie i mikroskrawanie bez uszkodzeń warstwy wierzchniej.

Wnioski

— Twardość stali ulepszonej cieplnie dobrze charakteryzuje jej możliwości obróbki metodą gładzenia i może być podstawą doboru oselek.

— Chcąc uzyskać dobrą jakość cylindrów przy stabil-

TABLICA 6. Wpływ płynów obróbkowych na wyniki gładzenia oselkami ściernymi 89A150S4B8

Rodzaj płynu obróbkowego	Wydajność gładzenia Q_m mm ³ /mm ² s	Objętościowa wydajność względna K_v mm ³ /mm ²	Zużycie oselek q_v mm ³ /mm ² s	Wskaźnik obrotu wartości gładzenia W_t mm ³ /mm ² μm	Chropowatość powierzchni R_a μm
Nafta z dodatkiem 20% oleju maszynowego 10	0,0024	1,09	0,0022	2,42	0,45
Nafta z dodatkiem 20% oleju hydraulicznego 30	0,0021	1,05	0,0020	3,09	0,34
Nafta z dodatkiem 10% oleju ACP-1	0,0027	0,90	0,0030	2,37	0,38
Olej maszynowy 10	0,0018	0,72	0,0025	2,00	0,36
Olej maszynowy 3 z dodatkiem 10% oleju ACP-1	0,0024	1,60	0,0015	5,33	0,30
Honol C	0,0024	0,92	0,0026	2,20	0,42
Honol D	0,0012	0,86	0,0014	4,76	0,18
Emulsja olejowa z dodatkiem 5% oleju zemulgowanego	0,0018	2,77	0,0006	8,14	0,34
Emulsja olejowa z dodatkiem 5% oleju SB	0,0006	1,20	0,0005	5,00	0,24
Emulsja olejowa z 5% dodatkiem oleju Emulgrind 1	0,0009	2,14	0,0004	11,31	0,18

tość R_a uzyskuje się, stosując naftę z dodatkiem 20% oleju maszynowego 10. Gładzenie oselkami z warstwą diamentową z zastosowaniem Honolu D stwarza warunki mikroskrawania z równoczesnym wygładzaniem w całym zakresie zmian badanych parametrów bez uszkodzeń warstwy wierzchniej. Płyn ten powinien znaleźć szerokie zastosowanie przy gładzeniu stali.

Największą wydajność gładzenia oselkami ściernymi uzyskano stosując naftę z dodatkiem 10% oleju ACP-1, natomiast najmniejszą — z zastosowaniem wodnej emulsji z 5% dodatkiem oleju SB. W gładzeniu oselkami ściernymi największą wartość K_v i W_t otrzymano, stosując wodne emulsje Emulgridu 1 i oleju emulgującego. Płyny te nadają się do gładzenia wykańczającego. Zastosowanie ich w gładzeniu ręcznym jest utrudnione. Wodna emulsja Emulgridu 1 ma nieprzyjemny zapach, natomiast emulsja oleju emulgującego ze właściwości zmywające powodujące szybkie zmniejszenie zdolności skrawnych oselek. Dlatego emulsje olejowe należy stosować ze składnikami polaryzującymi (kwasy tłuszczowe i alkohole). Najmniejszą wartość chropowatości powierzchni w gładzeniu oselkami

nym i powtarzalnym przebiegu procesu gładzenia, należy precyzyjnie selekcjonować oselki w zależności od twardości. Dobrą zgodność wyników uzyskuje się przy pomiarze twardości wg PN-75/M-59119.

— Oselki z 99C mają korzystniejsze właściwości skrawne przy gładzeniu stali w porównaniu z oselkami z 99A. Oselki z 99C umożliwiają uzyskanie większej wydajności gładzenia, mniejszej chropowatości powierzchni, korzystniejszego wskaźnika doboru warunków gładzenia. Jednocześnie charakteryzują się większym zużyciem i mniejszą wartością objętościowej wydajności względnej.

— Oselki produkcji krajowej o spoiwie ceramicznym zastosowane do gładzenia stali mają korzystniejsze wskaźniki niż oselki renomowanych firm. Powinny cieszyć się one większym zainteresowaniem użytkowników.

— Rodzaj płynu obróbkowego i jego czystość mają decydujący wpływ na przebieg i wyniki gładzenia. Dobór płynu obróbkowego jest zależny od przyjętego kryterium procesu. Należy zrewidować istniejące zalecenia doboru płynów obróbkowych do gładzenia.

TLA771K/84

Stopy tytanu i ich zastosowanie w konstrukcjach lotniczych

Mgr inż. RYSZARD KRÓL

Institut Techniczny Wojsk Lotniczych

Właściwości tytanu i jego stopów

Czysty tytan jest metalem występującym w dwóch odmianach alotropowych: Ti_α i o sieci krystalicznej heksagonalnej gęsto upakowanej, masie właściwej 4,505 g/cm³ oraz Ti_β o sieci krystalicznej regularnej przestrzennie centrycznej i masie właściwej 4,320 g/cm³. Temperatura przemiany alotropowej $Ti_\alpha \rightarrow Ti_\beta$ wynosi 882,5°C, temperatura topnienia tytanu 1668°C. Przewodność cieplna tytanu wynosi 15,45 W/mK, współczynnik rozszerzalności cieplnej $\alpha = 8,79 \cdot 10^{-6}$, ciepło właściwe $c_p = 0,527$ J/kgK. Tytan jest paramagnetyczny, jego przewodność elektryczna jest niska i wynosi $2 \cdot 10^6$ S/m. W stanie po przetopieniu, przeróbce plastycznej i wyżarzeniu w próżni, właściwości mechaniczne tytanu są następujące: twardość 83,4 HV, wytrzymałość na rozciąganie $R_m = 254,96$ MPa, granica plastyczności $R_{0,2} = 103,95$ MPa, wydłużenie $A = 72\%$, przewężenie $Z = 86,2\%$. Tytan w temperaturze do 500°C nie ulega wpływowi powietrza, powyżej 500° tworzy tlenki i azotki sta-

nowiące warstwę ochronną przed dyfuzją tlenu, azotu i wodoru w głąb metalu. Ze wzrostem temperatury rośnie aktywność chemiczna tytanu. W atmosferze powietrza tytan zapala się w temperaturze 1200°C, w tlenie — w temperaturze 610°C, a w azocie pali się w temperaturze 815°C. Wodór jest łatwo pochłaniany przez tytan. Z chlorowcami tytan reaguje w sposób wzmożony. W temperaturze pokojowej ulega działaniu fluorowodoru, stężonego kwasu siarkowego i solnego, nie ulega działaniu kwasu azotowego. Dużą odporność korozyjną, dzięki wytworzonej warstwie tlenków na powierzchni, wykazuje w kwasie azotowym, w wodzie utlenionej, w rozcieńczonym kwasie siarkowym, w kwasie octowym i mlekowym, w atmosferach chlorkowych i siarczkowych oraz w roztworach chlorków: Cu, Fe, Mg, Na, Zn [1].

Tytan otrzymuje się w wyniku spiekania oczyszczonego rutylu TiO_2 z koksem w chlorze (powstaje wówczas $TiCl_4$ i CO), a następnie przepuszczania tetrochloru tytanu $TiCl_4$ przez stopiony mangan i uzyskania produktów: Ti

TABLICA 1. Właściwości stopów tytanu

Oznaczenie stopu	Skład chemiczny	Obróbka cieplna	R_m , MPa	$R_{0,2}$, MPa	A , %	Z , %	KM , kJ/cm ²	Z_g , MPa	HB	E , GPa	m_{10} , g/cm ³	$\alpha \cdot 10^6$, K ⁻¹	λ , W/mK
Radzieckie stopy α i pseudo α													
WT 1-0	Ti-0,3Fe-0,15Si-0,1C-0,07N ₂ -0,2O ₂	wyżarzanie	350 ÷ 500	300 ÷ 420	30	60	100		131 ÷ 163	112	4,5	8,3	16,25
WT5	Ti-5Al	wyżarzanie	735 ÷ 932	700 ÷ 850	8 ÷ 16	25 ÷ 50	29,4 ÷ 58,8	450	229 ÷ 321	107,87	4,5	8,3	7,5
WT5-1	Ti-5Al-2,5Sn		735 ÷ 932		10 ÷ 15	25 ÷ 40	39,2 ÷ 78,4			107,87			
WT4-1	Ti-2,5Al-2Mn	wyżarzanie	600 ÷ 750	470 ÷ 650	20 ÷ 40	30 ÷ 55	50 ÷ 100	340 ÷ 360	210 ÷ 240	105 ÷ 110	4,55	8,0	9,58
OT4-0	Ti-0,8Al-0,8Mn		490 ÷ 637		30					107,87			
OT4-1	Ti-1,5Al-1,0Mn	wyżarzanie	588 ÷ 735	470 ÷ 650	15 ÷ 25	35 ÷ 70	49 ÷ 98	340 ÷ 360	210 ÷ 250	107,87	4,55	8,0	9,58
OT4	Ti-3,5Al-1,5Mn		686 ÷ 932		10 ÷ 20	34 ÷ 55				107,87			
WT4	Ti-5,0Al-1,5Mn		833 ÷ 980		12					107,87			
OT4-2	Ti-6,0Al-1,5Mn		980 ÷ 1080		10 ÷ 13	30 ÷ 36				107,87			
WT20	Ti-6,0Al-2Zr-1Mo-IV		932 ÷ 1080		7 ÷ 13	40				117,68			
TS5	Ti-5Al-2Zr-3Sn-2V		932 ÷ 1080		8					112,78			
AT2	Ti-2Zr-1Mo		588 ÷ 735		20					107,87			
WT18	Ti-7Al-11Zr-1Mo-1Nb-0,2Si		931 ÷ 1078		10 ÷ 22					117,68			
PT7M	Ti-1,8 ÷ 2,5Al-2 ÷ 3Zr		470 ÷ 686				78,4			109,83			
PT3W	Ti-3,5 ÷ 5,0Al-1,5 ÷ 2,5V		637 ÷ 882				49 ÷ 69			114,74 ÷ 116,69			
4200	Ti-0,2Pd		373 ÷ 392	20 ÷ 25	20 ÷ 25					98,06			
Radzieckie stopy $\alpha + \beta$													
WT 6-S	Ti-5Al-3V	wyżarzanie	833 ÷ 981		12					117,68			
WT6	Ti-6Al-4V	wyżarzanie	931 ÷ 1078		8 ÷ 13	25 ÷ 60	29,4			117,68			
		hartowanie i starzenie	1127		8	30	24,5						
WT 3-1	Ti-6Al-2,5Mo-2Cr-0,3Si-0,5Fe	izoterm. wyżarzanie	1019 ÷ 1157	850 ÷ 1100	14 ÷ 20	43 ÷ 60	24,5 ÷ 39,2	480	340 ÷ 360	117,68	4,5	8,6	7,91
WT 14	Ti-4, 5Al-3Mo-1V	wyżarzanie	912 ÷ 1079	1080 ÷ 1300	6 ÷ 8	35	49	440	340 ÷ 360	112,77	4,52	8,0	8,33
		hartowanie i starzenie	1127 ÷ 1235		10	20	24,5						
WT 16	Ti-2,5Al-5Mo-5V	wyżarzanie	888 ÷ 980	1100 ÷ 1250	12	40	46	500	255 ÷ 321	112,77	4,68	9,1	10,04
		hartowanie i starzenie	1078 ÷ 1373		5	20							
WT 22	Ti-5Al-5Mo-5V-1Fe-1Cr	wyżarzanie	1078 ÷ 1226		8	20 ÷ 65	30	520	269 ÷ 388	112,77	4,65	7,8	8,37
		hartowanie i starzenie	1373 ÷ 1520		5								
WT 23	Ti-4,5Al-2Mo-4,5 ÷ 0,6Fe-1Cr	hartowanie i starzenie	1373										
WT 8	Ti-6,5Al-3Mo-0,3Si	wyżarzanie	1029 ÷ 1225	950 ÷ 1100	10 ÷ 18	32 ÷ 55	29,4 ÷ 49,0	500	310 ÷ 350	112,77	4,47	8,3	7,0
		hartowanie i starzenie	1177		6	20							
WT 9	Ti-6,5Al-3Mo-0,3Si-0,8 ÷ 2,5Zr	wyżarzanie	1079 ÷ 1275		8 ÷ 14					112,77			
Radzieckie stopy pseudo β													
WT 15	Ti-3Al-8Mo-11Cr-1Zr	hartowanie i starzenie	880 ÷ 1020		12 ÷ 25	35 ÷ 55	49 ÷ 98						
		hartowanie i starzenie	1300 ÷ 1600		3 ÷ 8					115			
TS 6	Ti-3Al-5Mo-6V-11Cr	hartowanie i starzenie	1372 ÷ 1471			4				112,78			
JWT 1	Ti-3Al-7Mo-5,5Cr-3Fe	hartowanie i starzenie	1372 ÷ 1667		1 ÷ 10	11 ÷ 22				112,78			
4201	Ti-30Mo	wyżarzanie	804		18					112,78			

i MgCl₂. Gąbczasty tytan przetapia się ostatecznie w piecach łukowych [2].

Na skalę przemysłową tytan produkowany jest w USA, ZSRR, Wlk. Brytanii, Kanadzie, Japonii, Francji, RFN, Włoszech i Szwecji.

Klasyfikacja stopów tytanu nie opiera się na składzie chemicznym, lecz na składzie fazowym stopów. Fazę α stanowią roztwór stały pierwiastka stopowego w Ti_a fazę β stanowi roztwór stały pierwiastka stopowego w Ti_b. Najkorzystniejsze skojarzenie właściwości mechanicznych i technologicznych uzyskano w stopach jednofazowych, głównie α w mniejszym zakresie β oraz w stopach dwufazowych o strukturze $\alpha + \beta$.

Stopy jednofazowe o heksagonalnej sieci krystalicznej i strukturze α są stabilne do temperatur 400 ÷ 500°C. Są spawalne i plastyczne, nie podlegają obróbce cieplnej.

Stopy jednofazowe o strukturze β i sieci krystalicznej regularnej, przestrzennie centrycznej, mają dobrą plastyczność i spawalność po hartowaniu i wysoką wytrzymałość po starzeniu. Są odporne na korozję, jednak ich niska żarowytrzymałość i duża masa właściwa zdecydowały o nikiym zastosowaniu w praktyce przemysłowej.

Stopy dwufazowe $\alpha + \beta$ mają dobre właściwości mechaniczne i technologiczne. Są podatne na obróbkę plastyczną, mają wyższą wytrzymałość na rozciąganie i żarowytrzymałość niż stopy o strukturze α , są jednak trudniej spawalne. Podlegają obróbce cieplnej. W tabl. 1 i 2 zestawiono właściwości mechaniczne stopów tytanu radzieckich i wytwarzanych poza ZSRR.

Zastosowanie stopów tytanu

O zastosowaniu technicznych stopów tytanu zdecydowało korzystne zestawienie właściwości mechanicznych, masy właściwej i odporności na korozję.

Konkurencyjnym materiałem w stosunku do stopów tytanu są stałe austenityczne chromowo-niklowe typu 18-8, np. H18N12M2T. Konstrukcje samolotów, osiągających prędkość do 2,5 M, w znacznym stopniu wykonywane są ze stopów tytanu. W samolotach, które osiągają prędkość 3 M, podstawowym materiałem konstrukcyjnym jest stal, dopuszczalny jest jednak udział stopów tytanu. Większość stopów tytanu, ze względu na możliwość pracy w temperaturach do 533°C, nie może być szeroko stosowana na części silników odrzutowych [1].

Stopy tytanowe produkcji ZSRR przeznaczone są do budowy urządzeń pracujących w podwyższonych temperaturach. W pracy długotrwałej stosowane są stopy tytanu WT-5, OT-4, AT-3, WT-6, WT-23, WT-8 do pracy w temperaturach do 400°C; stopy WT-20, AT-4, WT-22, WT-9 w temperaturach pracy do 500°C. W pracy krótkotrwałej stopy WT-4, WT-20, WT-6, WT-6S, WT-23, WT-15 mogą osiągnąć temperatury 750 ÷ 800°C.

Stopy tytanu wytwarzane poza Związkiem Radzieckim również wykorzystywane są głównie w lotnictwie. Części napędów turbinowych, łopatkę sprężarek i turbin silników lotniczych wykonywane są ze stopów Ti-5Al-2,5Sn, Ti-3Al-2,5V, Ti-6Al-4V, Ti-4Al-4M. Elementy silników odrzutowych wykonywane są z Ti-5Al-5Sn-5Zr, Ti-8Al-1Mo-1V, Ti-4Al-4Mo; naczynia wysokociśnieniowe z Ti-5Al-2,5Sn-

TABLICA 2. Właściwości stopów tytanu

Skład chemiczny	Spawalność	Obróbka cieplna	W temperaturze 20°C				W temperaturze 200°C			
			E, GPa	R _m , MPA	R _{0,2} , MPA	A, %	E, GPa	R _m , MPA	R _{0,2} , MPA	A, %
Stopy α wytwarzane poza ZSRR										
Ti-5Al-2,5Sn			109,83	793 ÷ 862	755 ÷ 804	10	89,24	566	488	19
Ti-5Al-2,5Sn-ELJ (z obniżoną zawartością tlenu)			109,83	755	655	15	89,24	537	413	20
Ti-5Al-5Sn-5Zr			109,83	793	755	10	97,08	647	510	20
Ti-7Al-12Zr				931	896	13	97,08	751	592	21
Ti-7Al-2Nb-1Ta			124,54	814 ÷ 843	696 ÷ 745	12 ÷ 14	102,97	689	558	25
Ti-8Al-1Mo-1V			124,54	892 ÷ 981	824 ÷ 922	10	102,97	735	586	19
Ti-6Al-2Nb-1Ta-0,8Mo			116,70	755 ÷ 794	667 ÷ 716	10		719	551	16
Ti-0,2Pd			98,07	379 ÷ 427	310 ÷ 316	25 ÷ 27		193 ÷ 207	95 ÷ 118	30 ÷ 37
Stopy α+β wytwarzane poza ZSRR										
Ti-8Mn	niespawalny	wyżarzanie	109,83	862	793	12	102,97	676	517	13
Ti-3Al-2,5V	spawalny	wyżarzanie	102,97	651	551	18	89,63	480	343	25
Ti-4Al-4Mn	niespawalny	wyżarzanie	109,83	896	828	15	96,10	758	618	17
Ti-4Al-3Mo-1V	spawalność ograniczona	hartowanie i starzenie	109,83	1103	985	10	96,10	862	686	11
		wyżarzanie	109,83	896	829	15	96,10	1030	824	7
Ti-5Al-1,2Fe-1,4Cr-1,2Mo	spawalność ograniczona	wyżarzanie	116,70	1070	1000	15	109,83	841	703	20
		hartowanie i starzenie	125,52	1310	1206	6	109,83	990	804	10
Ti-5Al-1,5Fe-1,4Cr-1,2Mo	niespawalny	wyżarzanie	116,70	1068	1000	16	102,97	794	689	16
		hartowanie i starzenie	116,70	1344	1274	9	102,97	1030	860	14
Ti-6Al-4V	spawalny	wyżarzanie	116,70	951	882	12	89,63	724	675	11
		hartowanie i starzenie	116,70	1172	1074	9	89,63	896	724	7
Ti-6Al-4V-ELJ (z obniżoną zawartością tlenu)	spawalny	wyżarzanie	109,83	836	847	15	96,10	724	655	12
Ti-6Al-6V-2Sn-1 (Fe,Cu)	spawalność ograniczona	wyżarzanie	102,97	965	965	12	96,10	912	804	20
Ti-7Al-4Mo	spawalność ograniczona	wyżarzanie	110,32	1059	990	16	96,10	873	765	18
		hartowanie i starzenie	116,70	1275	1206	8	102,97	1030	843	12
Ti-2Fe-2Cr-2Mo	niespawalny	wyżarzanie	116,70	944	862	18	102,70	655	448	19
		hartowanie i starzenie	116,70	1241	1171	13	102,70	937	773	16
Stopy pseudo β wytwarzane poza ZSRR										
Ti-2,5Al-16V		wyżarzanie	112,78	1237	898	16				
		hartowanie i starzenie	112,78	1241	1137	6				
Ti-1Al-8V-5Fe		hartowanie	161,81	1735	1667					
		hartowanie i starzenie	161,81	1471	1373	6				
Ti-3Al-13V-11Cr		hartowanie	139,25	784 ÷ 932		20				
		hartowanie i starzenie	145,14	1274 ÷ 1569	1177 ÷ 1471	4 ÷ 8				
Ti-11,5Mo-6Zr-4,5Sn		hartowanie		637 ÷ 735	588 ÷ 686					
		hartowanie i starzenie		1373 ÷ 1569	1275 ÷ 1373	7 ÷ 11				

-ELJ, Ti-7Al-12Zr, Ti-6Al-4V-ELJ; węzły konstrukcyjne samolotów z Ti-7Al-2Nb-1Ta; pokrycie samolotów z Ti-8Mn. Konstrukcje rakiet kosmicznych budowane są ze stopów Ti-4Al-3Mo-1V, Ti-3Al-1Zr-11Cr, korpusy silników rakietowych na paliwo stałe z Ti-6Al-4V, Ti-6Al-6V-2Sn-1 (Fe, Cu) [3].

W lotnictwie stopy tytanu, dzięki małej masie właściwej i dobrej wytrzymałości na rozciąganie w temperaturach do 430°C, wypierają stal nierdzewną i stopy aluminium. W silnikach odrzutowych wykonuje się z nich łopatki sprężarek, wirniki turbin, obudowy komór spalania silnika. W konstrukcji kadłuba ze stopów tytanu wykonywane są części pracujące w podwyższonych temperaturach, takie jak osłony przewodów, prowadnice pocisków, usztywnienia kadłuba, wręgi, żebra. W śmigłowcach stopy tytanu wykorzystywane są do budowy podłóg, drzwi, przegród ppoż., płatów śmigieł nośnych [1, 4].

Stopy tytanu są stosowane w konstrukcjach samolotów, np. DC-7, DC-8, F-2, F-3N, F-86, F-100, F-103, Boeing 733, Boeing B-52 — USA, Concorde — Francja, An-26, Il-86, MiG-23 — ZSRR. Są wykorzystywane także do budowy śmigłowców, np. CH-53A — USA, MBB/Kawasaki — RFN/Japonia, Mi-8, Mi-24D — ZSRR, Mi-2 — Polska, [1, 2, 4 ÷ 9].

Stopy tytanu znalazły zastosowanie do budowy silników rakietowych na paliwo stałe zarówno do rakiet bojowych, jak i pojazdów kosmicznych. Są także wykorzystywane do budowy części łoż i oporopowrotników dział arty-

leryjskich. W wodzie morskiej stopy tytanu nie korodują i nie ulegają erozji, dlatego są stosowane do wytwarzania turbin gazowych, tłumików silników, wymienników ciepła, wałów i armatury pokładowej jednostek pływających marynarki. Wysoka odporność korozyjna stopów tytanu umożliwia stosowanie ich w przemyśle chemicznym, są bowiem odporne na korozję w ośrodkach: wilgotnego chloru, kwasu azotowego, soli zimnych i gorących CuCl₂, FeCl₃, CuSO₄, H₂C₂O₇, podchlorynów sodu, potasu i wapnia. Ośrodki fluoru, kwasu fluorowodorowego, solnego, szczawiowego, mrówkowego, roztopionych soli NaCl, LiCl, fluorków oraz powietrza, azotu i wodoru w temperaturach 350 ÷ 550°C wywołują korozję stopów tytanu.

LITERATURA

1. J. KACZYŃSKI: Tytan, WNT, Warszawa, 1961 r.
2. S. ABKOWITZ i in.: Titanum in Industry, D. Van Nostrand Company Inc. Toronto, New York, London, 1955 r.
3. G. I. KAPYRGIN i in.: Titanowyje spawy w maszynostrojeniu. Maszynostrojenie, Leningrad, 1977 r.
4. J. ŁUNARSKI: Zastosowanie stopów tytanu w przemyśle. Przegląd Mechaniczny, nr 10, 1979 r.
5. Śmigłowiec Mił Mi-24D. Technika Lotnicza i Astronautyczna, nr 8, 1983 r.
6. Mikołaj MiG-23. Technika Lotnicza i Astronautyczna, nr 6, 1982 r.
7. Śmigłowiec wielozadaniowy MBB/Kwasaki. Technika Lotnicza i Astronautyczna, nr 3, 1983 r.
8. Śmigłowiec Mi-8. Opis techniczny płatowca. Poznań 1983 r.
9. Samolot An-26. Opis techniczny płatowca. Poznań, 1975 r.
10. Prospekty handlowe Przedsiębiorstwa Handlu Zagranicznego PEZETEL. EO/477/K/84

Rodzina samolotów Su-7, Su-17, Su-20, Su-22

Mgr WŁADYSŁAW STECH

W 1953 r. P.O. Suchojowi ponownie zaproponowano zorganizowanie biura konstrukcyjnego. Wcześniej pracując w biurze konstrukcyjnym A.N. Tupolewa jako jego zastępca przygotował projekty dwóch samolotów: myśliwca frontowego S-1 ze skrzydłem skośnym i myśliwca przechwytyjącego T-3 ze skrzydłem trójkątnym.

Latem 1955 r. pierwszy prototyp samolotu S-1 z silnikiem AI-7 był gotowy i 8 września 1955 r. został oblatany przez A.C. Koczetkowa. Następnie zamontowano na S-1 silnik AL-7F o ciągu 9310 daN. W kwietniu 1956 r. pilot W.N. Machalin osiągnął na S-1 po raz pierwszy w ZSRR prędkość 2170 km/h, nieco później N.I. Korowuszkin osiągnął pułap 19100 m. Masa startowa S-1 wynosiła 9423 kg, a uzbrojony był w 3 działka NR-30 kal. 30 mm. Jesienią 1957 r. samolot przeszedł próby państwowe, a jeszcze przed ich zakończeniem zapadła decyzja o rozpoczęciu produkcji seryjnej pod oznaczeniem wojskowym Su-7. Na samolocie S-1 po raz pierwszy w ZSRR zrealizowano kilka nowych rozwiązań konstrukcyjnych: regulowany naddźwiękowy chwyt powietrza i płytowe usterzenie poziome. Bezpośrednią kontynuacją S-1 był samolot myśliwski S-2. W wariacie frontowego myśliwca powstało niewiele egzemplarzy Su-7. W tym samym bowiem czasie P.O. Suchoj otrzymał zadanie zbudowania samolotu myśliwsko-bombowego. Postanowiono, że nowy samolot powstanie na bazie Su-7. Bez zmian pozostała konstrukcja płatowca, nowe było uzbrojenie i wyposażenie. Skrzydło skośne pozostawiono jako najbardziej odpowiadające warunkom przejścia od poddźwiękowych prędkości lotu do naddźwiękowych, bez ostrej zmiany aerodynamicznych charakterystyk samolotu.

W kwietniu 1959 r. pierwszy lot na prototypie nowego samolotu myśliwsko-bombowego oznaczonego S-22 wykonał E. Sołowjew. W protokole komisji po zakończeniu prób państwowych stwierdzono, że swoimi danymi techniczno-taktycznymi i uzbrojeniem S-22 znacznie przewyższa inne samoloty podobnego przeznaczenia.

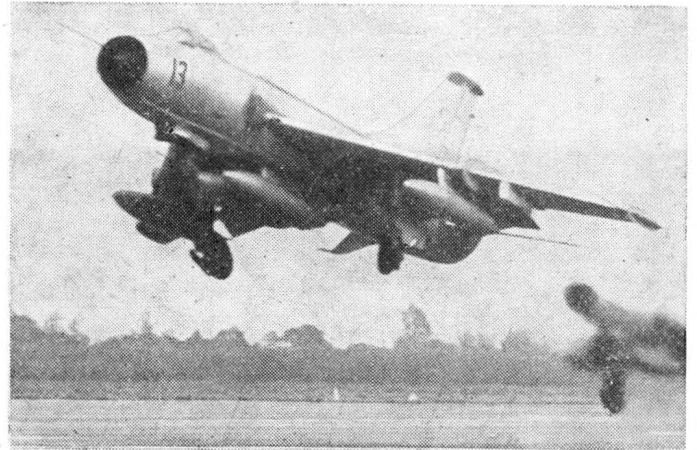
Po wprowadzeniu S-22 do produkcji seryjnej otrzymał on nazwę wojskową Su-7B (oraz oznaczenie wg kodu NATO Fitter-A). Su-7B jest naddźwiękowym samolotem bojowym, myśliwsko-bombowym i rozpoznawczym.

Skrzydła dwudźwigarowe o skosie 60° mają kłapy i lotki. Na każdym skrzydle znajdują się grzebienie aerodynamiczne, a w skrzydłach zbiorniki paliwa.

Kadłub półkorupowy ma kształt zbliżony do bryły obrotowej. W przodzie kadłuba znajduje się naddźwiękowy chwyt powietrza ze stożkiem. W celu zapewnienia stałej i optymalnej pracy chwytu powietrza przy prędkościach naddźwiękowych, dowolnych obrotach silnika, dużych kątach natarcia i wahaniami temperatury na zewnątrz samolotu, zastosowano specjalne kierownice, po raz pierwszy opracowane przez OKB P.O. Suchoja. Kabina pilota jest szczelna, ciśnieniowa, przystosowana do lotów na dużych wysokościach. Wewnątrz znajduje się fotel wyrzucany typu KS-4 i komplet wyposażenia tlenowego KKO-2. Po bokach kadłuba, w części grzbietowej i dolnej za skrzydłami, znajdują się cztery kłapy hamulców aerodynamicznych. Tylna część kadłuba jest wyraźnie pogrubiona.

Usterzenie ma skos 55° w stosunku do 1/4 linii cięciw. Usterzenie pionowe klasyczne; statecznik — ster, poziome — płytowe. W układzie sterowania znajdują się wzmacniacze hydrauliczne, a w układzie sterowania kierunkiem jest zamontowany dodatkowo tłumik wahań kierunkowych. Podwozie jest trójpodporowe z pojedynczymi kołami.

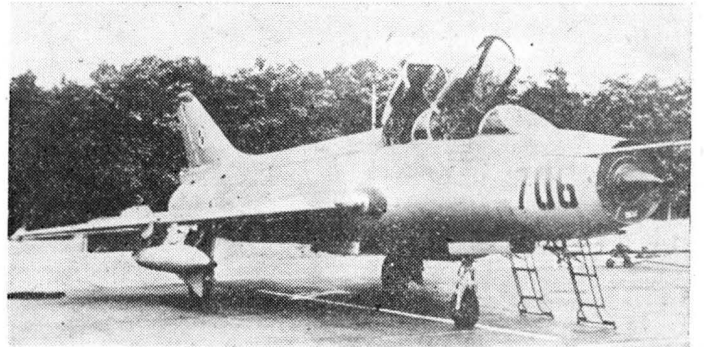
Zespół napędowy stanowi silnik odrzutowy ze sprężarką osiową typu AL-7F-1-100 (TRD-31) o ciągu 6664 daN i z dopalaczem 9408 daN. Dla skrócenia rozbiegu stosowane są dwa przyspieszające silniki rakietowe SPRD-110, każdy rozwijający ciąg do 2940 daN. Przyspieszacze włączone są automatycznie lub ręcznie.



Rys. 1. Start Su-7 BMK z płozami. Foto WAF

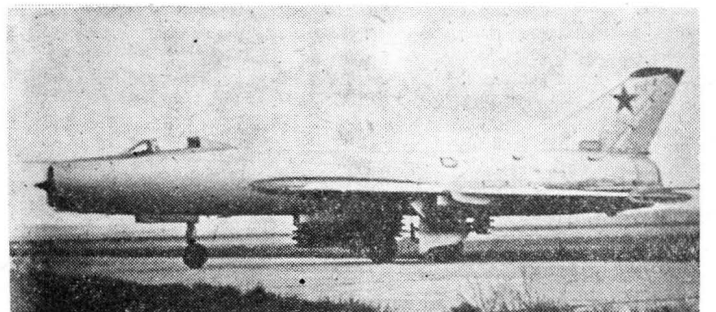
Wyposażenie pilotażowo-nawigacyjne pozwala na prowadzenie walki powietrznej i atakowanie celów naziemnych w normalnych warunkach atmosferycznych oraz w nocy.

Uzbrojenie samolotu to dwa działka NR-30 kal. 30 mm zamontowane na stałe w nasadach skrzydeł i bomby o ma-



Rys. 2. Dwumiejscowy Su-7UMK. Foto: L. Zieliński

sie 50, 100, 250 i 500 kg podwieszane na zamkach pod skrzydłami i kadłubem. W miejsce bomb można podwieszać zasobniki z niekierowanymi pociskami raketowymi, np. UB-16 z pociskami S-5, S-5M, S-5K kal. 57 mm, albo niekierowane pociski raketowe powietrze—ziemia S-3K lub kierowane pociski raketowe powietrze—ziemia dużego ka-



Rys. 3. S-22 z girlandowo podwieszonymi pociskami S-3K. Foto ze zbiorów P. Butowskiego

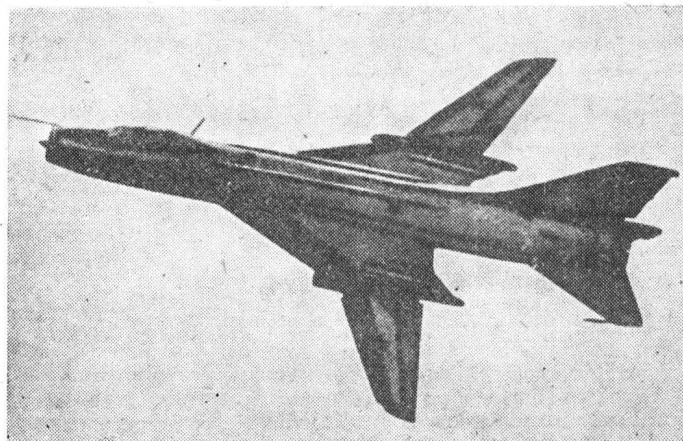
libru S-24. Uzbrojenie to jest stale modernizowane. Celność ognia i bombardowania zapewnia celownik automatyczny ASP-5ND, sprzężony z dalmierzem radiolokacyjnym.

Do celów rozpoznania samolot wyposażony jest w zestaw aparatów fotograficznych do wykonywania zdjęć pionowych i ukośnych. Dane techniczne samolotu Su-7 są następujące:

Wymiary: rozpiętość 8,77 m, długość 16,80 m, wysokość 4,80 m, powierzchnia nośna 23,0 m².

Masy: własna 8628 kg, użyteczna normalna 3372 kg, użyteczna maksymalna 4812 kg, normalna całkowita 12000 kg, maksymalna całkowita 13440 kg.

Osiągi: prędkość maksymalna na wys. 12190 m — 1700 km/h, prędkość przelotowa 850 km/h, prędkość minimalna 400 km/h, prędkość maksymalna na wysokości 305 m — 1158 km/h, prędkość wznoszenia 150 m/s, pułap praktyczny 18000 m, zasięg maksymalny 1450 km.



Rys. 5. Su-7IG (S-22I) na pokazach w 1961 r.

Samoloty Su-7 poddawane są stałemu procesowi modernizacji. Kolejna wersja seryjna otrzymała oznaczenie Su-7BM (S-22M; M — modificowany). W samolocie tym nieznacznej przebudowie uległ kadłub, zmodernizowano wyposażenie pilotażowo-nawigacyjne, rurkę ciśnieniomierza przesunięto w prawo w stosunku do osi podłużnej samolotu, pod kadłubem umieszczono pojemnik zawierający spadochron hamujący.

W 1965 r. Su-7BM weszły na uzbrojenie polskiego lotnictwa wojskowego. Kolejna wersja otrzymała oznaczenie Su-7BKŁ (S-22 KŁ; KŁ — koleso-łyżnyj, tj. kołowo-ślizgowy) z podwoziem wyposażonym w dodatkowe płozy i umożliwiającym operowanie z lotnisk gruntowych. Podczas lądowania na lotnisku gruntowym, gdy koła zagłębiają się w grunt, samolot opiera się na płozach. Podobnie odbywa się start.

W związku z krytycznymi uwagami pilotów dotyczącymi zbyt długiego dobiegu samolotu, u nasady statecznika pionowego umieszczono pojemnik zawierający dwa taśmowe spadochrony hamujące. Su-7BKŁ otrzymał silnik AI-7F-1-200. Następną wersją rozwojową był samolot Su-7BMK mający m.in. zwiększony udźwig uzbrojenia dzięki wzmocnionej konstrukcji.

Do celów szkolenia i treningu pilotów opracowano specjalną dwumiejscową wersję szkolno-bojową Su-7U, UM-UMK (inaczej U-22, U-22M, U-22MK — oznaczenie wg kodu NATO Moujik), w której osłony kabin otwierane są przez odchylenie części ruchomych do tyłu.

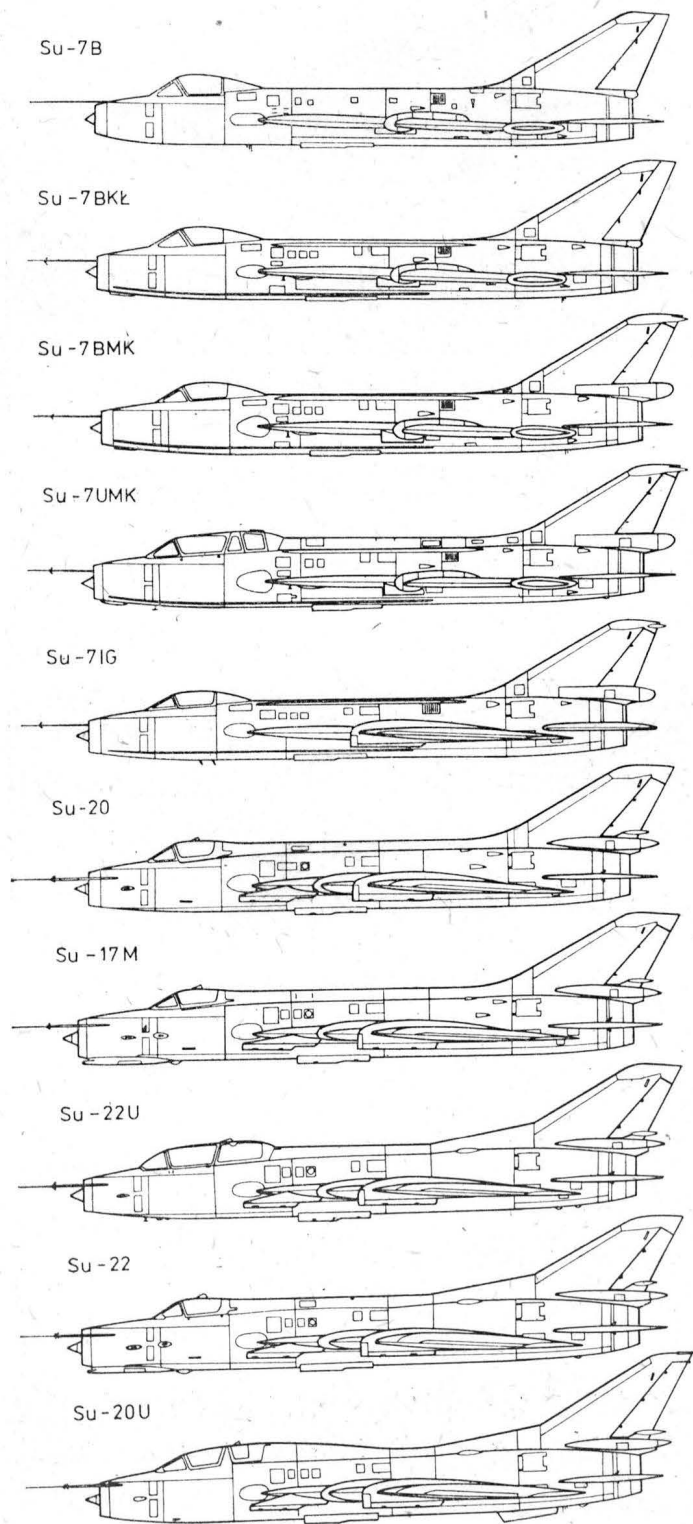
W połowie lat sześćdziesiątych samoloty Su-7 wprowadzono do wyposażenia lotnictwa Czechosłowacji, Węgier, NRD, Polski, Kuby i Wietnamu. Dostarczono je także do Egiptu, Syrii, Indii, Afganistanu.

Pomimo wielkiej bryły i znacznej masy Su-7 odznacza się świetnymi właściwościami pilotażowymi i to zarówno w locie koszącym, jak i w stratosferze. Najnowsze wersje tego samolotu bogato wyposażone w aparaturę radionawigacyjną i radiolokacyjną są przystosowane do lotów w każdych warunkach atmosferycznych.

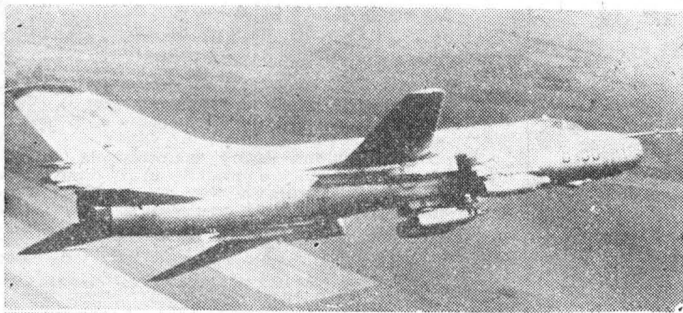
Su-7BMK należące do indyjskiego lotnictwa wojskowego chrząst bojowy przeszły w grudniu 1971 r. podczas konfrontacji zbrojnej z Pakistanem. Następne bojowe zastosowanie Su-7 to wojna izraelsko-arabska w 1973 r., w której Su-7 były w wyposażeniu lotnictwa państw arabskich.

Na początku lat sześćdziesiątych przed kilkoma zespołami konstrukcyjnymi postawiono zadanie opracowania samolotu bojowego o zmiennej geometrii skrzydła. Zespół P.O. Suchoja postanowił jako podstawę prac wykorzystać samolot Su-7. W odróżnieniu od innych powstałych w tym okresie samolotów o zmiennej geometrii skrzydła (MiG-23, F-111, Mirage-G), w samolocie P.O. Suchoja były ruchome końcówki skrzydeł o długości ok. 4 m. Pogrubiono stałą część płata. W miejscu obrotu części ruchomej skrzydła umieszczono szeroką prowadnicę strug stanowiącą wzmocnienie konstrukcji, pozwalającej na podwieszenie uzbrojenia lub zbiorników z paliwem. Zaletą pozostawienia dużej nieruchomej części płata jest łatwiejsze usytuowanie podwozia i uzbrojenia samolotu. Ponadto przemieszczenie środka aerodynamicznego przy zmianie kąta skosu skrzydła jest niewielkie i w zasadzie równoważone przez przesunięcie środka ciężkości. Ruchome końcówki skrzydła zostały zmechanizowane przez wyposażenie w klapy przednie i tylne, co wspólnie ze zmianą kąta skosu znacznie poprawia charakterystyki startu i lądowania.

Powstały w ten sposób doświadczalny Su-7IG (S-22I,



Rys. 4. Rozwój rodziny samolotów Su-7/17/20/22



Rys. 6. Su-20 w locie. Foto: L. Zielaskowski

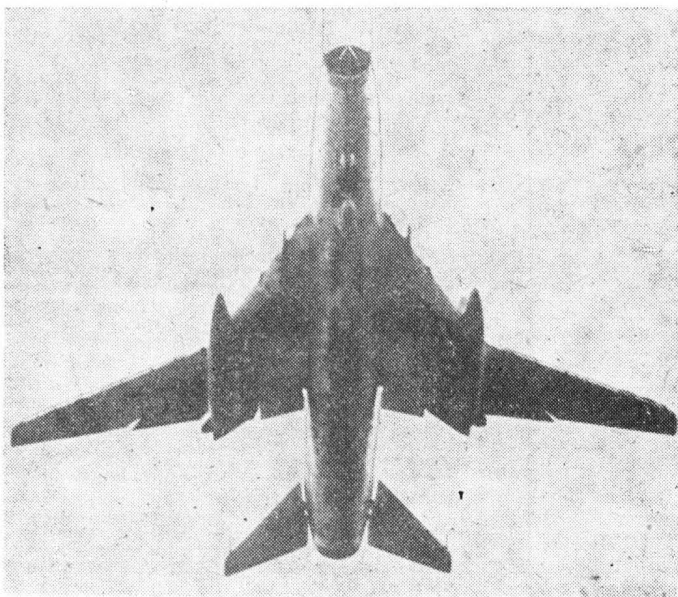
gdzie IG — zmieniająca geometria), oznaczony wg kodu NATO Fitter-B, oblatano w 1966 r. jako pierwszy tej klasy samolot w ZSRR. Samolot pomyślnie przeszedł próby i zyskał wysoką ocenę pilotów. Su-7IG pokazano publicznie po raz pierwszy podczas jubileuszowej defilady lotniczej w Domiedowie k. Moskwy w 1967 r. demonstrując skrócony start i lądowanie oraz zmianę skosu skrzydła w locie.

Su-7IG był samolotem eksperymentalnym, służącym do przeprowadzenia gruntownych badań zmiennej geometrii skrzydła. Wkrótce rozpoczęto seryjną produkcję samolotu powstałego na jego podstawie. Samolot ten otrzymał oznaczenie Su-17 (S-32, wg kodu NATO Fitter-C) i różnił się znacznie od prototypu. Utrzymano ogólną koncepcję konstrukcyjną z ruchomymi końcówkami skrzydeł. Zastosowano inny silnik, osłona kabiny otwiera się do góry, uzbrojenie można podwieszać na 8 wysięgnikach: 4 pod kadłubem i 4 pod skrzydłami. Samolot otrzymał wysokiej klasy wyposażenie pilotażowo-nawigacyjne. Na kadłubie pojawiło się charakterystyczne połączenie między kabiną a statecznikiem pionowym.

Pierwsza seryjna wersja Su-17 była zbudowana w niezbyt dużej serii. Najbardziej rozpowszechniona jest wersja Su-17M (S-32M), znacznie różniąca się od poprzedniej. Późniejsze serie Su-17M otrzymały urządzenia celownicze i dalmierze oparte na technice laserowej oraz automatyczny system omijania przeszkód terenowych w locie na małych wysokościach. Zmianie uległy także przednia część kadłuba („garb” będący przedłużeniem kabiny pilota) i kształt statecznika pionowego. Zbudowano także wersję szkolno-bojową Su-17U (U-32). Istnieje kilka podwariantów samolotu Su-17, z których Su-20 (Su-17MK, inne oznaczenie S-32MK) wszedł do uzbrojenia lotnictwa polskiego i kilku innych krajów, zaś Su-22 jest używany na Bliskim Wschodzie (m.in. Libia, Syria) i w Peru.

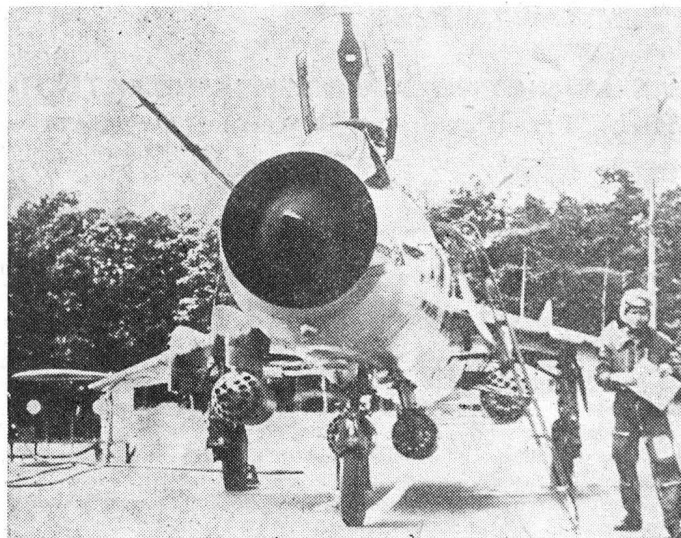
Su-20 pokazano po raz pierwszy w Polsce w lipcu 1974 r. w filmie krótkometrażowym o przygotowaniu wojska do parady wojskowej z okazji XXX-lecia PRL. W czasie parady zademonstrowano 6 samolotów Su-20 w locie.

Su-20 jest wielozadaniowym samolotem bojowym przeznaczonym do bezpośredniego wsparcia wojsk na polu



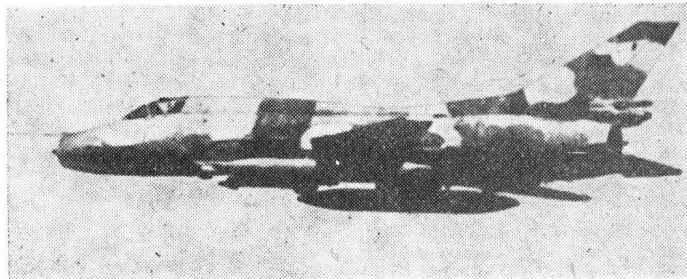
Rys. 7. Su-20 przed lądowaniem

walki, niszczenia obiektów nieprzyjaciela w dalszej strefie taktycznej, dokonywania rozpoznania oraz do przechwytywania i niszczenia samolotów. Napęd stanowi silnik turboodrutowy konstrukcji A. M. Ljulki typu AL-21F o ciągu z dopalaniem ok. 11100 daN. Silnik ten jest bardzo ekonomiczny w eksploatacji. Podczas startu mogą być używane odrzutowe przyspieszacze raketowe. Uzbrojenie stanowią 2 działka umieszczone na stałe w nasadzie skrzydła oraz pociski raketowe lub bomby podwieszane na 6÷8 wysięgnikach pod skrzydłami i kadłubem. Na zewnętrznych podwieszeniach można także montować dodatkowe zbiorniki z paliwem lub zasobniki z wyposażeniem specjalnym (np. rozpoznawczym).



Rys. 8. Su-20 z przodu. Foto: L. Zielaskowski

Su-20 ma wiele zalet eksploatacyjnych polegających głównie na maksymalnym ułatwieniu dostępu do wszystkich systemów. Skracca to znacznie obsługę samolotu. Przewyższa on znacznie pod każdym względem swego poprzednika Su-7.



Rys. 9. Su-22 w barwach Libii

Przybliżone dane techniczne: długość — ok. 18,0 m, rozpiętość — ok. 10,0 m przy skrzydłach złożonych oraz ok. 13,5 m przy skrzydłach rozłożonych, masa startowa — ok. 15 000 kg, prędkość maks. — 2400 km/h, prędkość na małej wysokości $M > 1$, pułap praktyczny — 17 000 m.

Zbudowano także wersję szkolno-bojową Su-20U (Fitter-G), z miejscami w układzie tandem. Zewnętrznie od wersji bojowej samolot ten różni się oprócz kabiny także kształtem statecznika pionowego. W tylnej części kadłuba zamocowano pletwę ustępczą.

Następnym eksportowym podwariantem Su-17 jest Su-22 (Fitter-F). Samolot ten znajduje się na uzbrojeniu kilku krajów arabskich, m.in. Syrii i Libii, oraz Peru. W sierpniu 1981 r. doszło do starcia powietrznego amerykańskich F-14 i libijskich Su-22. Su-22 ma także wersję szkolno-bojową (Fitter-E).

LITERATURA

1. P. BUTOWSKI: Odrzutowce Suchoja. *Skrzydłata Polska* 45/1980.
2. P. BUTOWSKI: Nowe samoloty Suchoja. *Skrzydłata Polska* 10/1982.
3. P. BUTOWSKI: Samolot myśliwsko-bombowy o zmiennej geometrii skrzydła Su-20. *PWL i WOPK* 7÷8/1980.
4. A. MORGALA: Polskie samoloty wojskowe 1945÷1980. Wyd. MON, Warszawa, 1981.
5. *Letectwi + Kosmonautika*, 18/79, 18/82.
6. W. STECH: Su-7 — naddźwiękowy samolot myśliwsko-bombowy. *Skrzydłata Polska*, 52÷53/1978.

Adres dla korespondencji:

00-950 Warszawa ul. Biała 4 skr. poczt. 1004

Siedziba Redakcji:

ul. Bartycka 20, pok. 81

Tel. 40-38-02; 40-00-21 w. 258

Wydawca

**WYDAWNICTWO CZASOPISM I KSIĄZEK TECHNICZNYCH
SIGMA** Przedsiębiorstwo Naczelnej Organizacji Technicznej

SPIS TREŚCI

	Str.
A. Glass: Przyszłość ULS-ów i ULM-ów	1
ZE ŚWIATA	2
STATYSTYKA LOTNICZA: Francuska produkcja pocisków raketowych (liczba zbudowanych do 1.I.1983 r.); Francuska produkcja silników lotniczych (liczba zbudowanych do 1.I.1983 r.); Francuska produkcja lotnicza 1983 r.	4
A. Glass: Samoloty ze skosem skrzydeł do przodu	5
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	7
A. Lesikiewicz, K. Lejda, P. Zajac: O systemowym procesie projektowania silników lotniczych	8
B. Rzezyński: Zasady projektowania obiektów naziemnej obsługi transportu lotniczego	10
NOWOŚCI TECHNICZNE: Prędkościomierz śmigłowy	13
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Angielskie czasowniki i zwroty lotnicze (V)	14
KARTOTEKA TLiA: British Aerospace d.Hawker Siddeley BAe-146	15
Boeing B-737-200	17
K. Łubkowski, S. Topolski: Metoda pomiaru części profilowych wspomagana komputerem na przykładzie łopatek turbin i sprężarek	19
PROJEKTY: Gates Learjet/Piaggio GP-180	22
MAGAZYN TECHNOLOGA: J. K. Michalski: Wpływ charakterystyki osełek i płynów obróbkowych na wyniki gładzenia cylindrów ze stali 38HA	23
R. Król: Stopy tytanu i ich zastosowanie w konstrukcjach lotniczych	26
W. Stech: Rodzina samolotów Su-7, Su-17, Su-20, Su-22 (Z DZIEJOWY TECHNIKI LOTNICZEJ)	29
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZEJ SIMP I SITK	III okł.
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	III okł.

Na okładce: Samoloty Jak-40 — rys. K. Cieślak

MACZELNA ORGANIZACJA TECHNICZNA

WYDAWNICTWO



SIGMA

00-950 Warszawa
skrytka pocztowa 1004
ul. Biała 4

CZASOPISM I KSIĄZEK TECHNICZNYCH

Redaktor naczelny:
mgr inż. Andrzej Glass

Sekretarz Redakcji:
Emilia Łazarewicz

Redaktorzy działowi:
mgr inż. K. Dąbrowski, doc. mgr inż. M. Kwiatkowski, mgr inż. A. Kardymowicz, mgr inż. W. Kordziński, dr inż. J. Morawski, inż. K. Szumielewicz

Rada programowa:
mgr inż. W. Błaszczak, mgr inż. Z. Girulski, mgr inż. A. Glass, dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. J. Grzegorzewski (wiceprzew.), mgr inż. F. Gutdz, dr inż. B. Jancewicz, mgr inż. E. Kołodziński, doc. dr inż. T. Kostla, mgr inż. J. Kowalczyk, dr inż. A. Kowalski, mgr inż. T. Królikiewicz (przewodniczący), mgr inż. K. Kunachowicz, doc. dr inż. J. Lamparski, mgr inż. M. Mikluszka, mgr inż. A. Misiorek, mgr inż. Z. Olszański, mgr inż. E. Puj-szo, mgr inż. Z. Stankiewicz, mgr inż. S. Trębacz, inż. R. Woźniński, mgr inż. M. Zawadzki

Zakłady Graficzne „Tamka”, Zakł. nr 1, W-wa, Zam. 0830-1300/84. Nakład 6400 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 80 g. T-23.

Cena pojedynczego egz. zł 60.—

Prenumerata roczna zł 720.—

INDEKS 37909

GLASS A.: Samoloty ze skosem skrzydeł do przodu. TLiA, t. XXXIX, 1984, nr 10, s. 5

Przedstawiono próby zastosowania skrzydeł ze skosem do przodu oraz omówiono jego cechy i przyczyny, dla których budowany jest obecnie prototyp samolotu doświadczalnego X-29.

LESIKIEWICZ A., LEJDA K., ZAJĄC P.: O systemowym procesie projektowania silników lotniczych. TLiA, t. XXXIX, 1984, nr 10, s. 8

Tematem artykułu jest zasygnalizowanie nowoczesnej metody konstruowania silników lotniczych oraz wyjaśnienie istoty procesu racjonalnego projektowania: Przedstawiono ideę systemowego podejścia do procesu konstruowania silników oraz model prognozowania charakterystyk lotniczych silników tłokowych typu PZL-Franklin.

RZECZYŃSKI B.: Zasady projektowania obiektów naziemnej obsługi transportu lotniczego. TLiA, t. XXXIX, 1984, nr 10, s. 10

Przedstawiono główne wymagania stawiane obiektom portów lotniczych i dworców lotniczym, składom towarowym, hangarom, warsztatom i budynkom pomocniczym zaplecza technicznego.

ŁUBKOWSKI K., TOPOLSKI S.: Metoda pomiaru części profilowych wspomagana komputerem na przykładzie łopatek turbin i sprężarek. TLiA, t. XXXIX, 1984, nr 10, s. 19

Przedstawiono metodę pomiarową przestrzennych części profilowych, np. łopatek turbin, sprężarek, łopat śmigieł itp., na zasadzie porównania z wzorcem matematycznym części zapisanym w pamięci komputera. Metoda uwzględnia podwójne zakrzywienie powierzchni mierzonych.

MICHALSKI J. K.: Wpływ charakterystyki osełek i płynów obróbkowych na wyniki gładzenia cylindrów ze stali 38HA. TLiA, t. XXXIX, 1984, nr 10, s. 23

Artykuł zawiera liczbowe wyniki badań nad wpływem takich parametrów procesu gładzenia cylindrów ze stali 38HA jak: twardość tulei cylindra, twardość osełek, wielkość i kształt ziarna osełek, gatunek i rodzaj ścierniwa, rodzaj spoiwa, rodzaj płynu obróbkowego, jego czystość i intensywność na chropowatość gładzonej powierzchni, wydajność obróbki, objętościową wydajność względną, wielkość wskaźnika doboru warunków gładzenia i zużycia osełek. Wykresy i tablice zawierają dużo liczbowych danych praktycznych.

KRÓL R.: Stopy tytanu i ich zastosowanie w konstrukcjach lotniczych. TLiA, t. XXXIX, 1984, nr 10, s. 25

W artykule omówiono właściwości fizyczne i mechaniczne tytanu. Stopy na osnowie tytanu mają dobre właściwości mechaniczne i wysoką zarowyttrzymałość. Zestawiono techniczne stopy tytanu wytwarzane i stosowane na świecie. Omówiono zastosowania stopów tytanu do budowy sprzętu lotniczego.

STECH W.: Rodzina samolotów Su-7, Su-17, Su-20, Su-22. TLiA, t. XXXIX, 1984, nr 10, s. 29

Przedstawiono dzieje rozwoju samolotu szturmowego Su-7 oraz jego dalsze rozwinięcia o zmiennej geometrii Su-17 i jego ulepszonych odmian.

cd. na II s. okł.

Plenarne zebranie Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP

18 maja br. odbyło się pierwsze w nowej kadencji plenarne zebranie Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP; obecnych było 24 członków (83% pełnego składu).

Zebranie prowadził przewodniczący Zarządu Sekcji kol. Aureliusz Misiorek. Kol. sekretarz odczytał dokument z zebrania sprawozdawczo-wyborczego Sekcji, zawierający sugestie dla działalności Zarządu. Ujęte tam wnioski i zalecenia poddano krytyce, po czym zebrani zapoznali się ze zredagowanym projektem uchwały, której tezy — po analizie — zostały uchwalone.

Członkowie Zarządu otrzymali spis nazwisk kolegów, których działacze poprzedniej kadencji proponują zaprosić do składu Prezydium. Lista ta objęła kolegów: M. Michalskiego (Szczecin), A. Milkiewicz (Poznań), A. Polańskiego (Wrocław), J. Śliwińskiego (Bydgoszcz), S. Trębacz (Świdnik—Lublin), A. Abramowicza (Warszawa), J. Horbaczewskiego (Warszawa), L. Jarzębińskiego (Warszawa), T. Królikiewicza (Warszawa), J. Lewitowicza (Warszawa), A. Misiorka (Warszawa), Z. Prochota (Warszawa), W. Zarembę (Warszawa) i M. Milkuszkę (Rzeszów).

Kol. A. Misiorek zgłosił propozycję kontynuowania działalności specjalistycznych zespołów Zarządu Sekcji, a mianowicie: I — płatowcowego, II — śmigłowcowego (pod kierunkiem kol. S. Trębacza), III — silnikowego, IV — hydraulicznej lotniczej (kier. kol. Z. Girulski), V — eksploatacji

(kier. M. Michalski), VI — historii i muzealnictwa lotniczego (kier. T. Królikiewicz), VII — awioniki i osprzętu (kier. K. Kunachowicz). Ponadto kol. A. Misiorek zaproponował powołanie nowych zespołów: VIII — wydawniczego pod kierunkiem kol. A. Glassa, IX — rzecznictwa spraw osobistych i socjalnych pod przewodnictwem kol. T. Rożnowskiego oraz X — zespołu doskonalenia kadr pod kierunkiem kol. J. Maryniaka.

Zarząd akceptował zgłoszone propozycje, zaś na przewodniczącego zespołu płatowcowego powołał kol. W. Błaszczaka z Miłca. Przewodniczącym zespołu silnikowego został kol. J. Lewandowski z Oddziału SL w Kaliszu.

Kol. sekretarz z ramienia Prezydium ub. kadencji przeprowadził analizę wyników konkursu na najlepiej działające ogniwo Sekcji Lotniczej SIMP w oparciu o nadesłane sprawozdania i regulamin konkursu. Intencją organizatorów konkursu było włączenie do współpracy kół zakładowych i wydziałowych. Niestety, nie powiodła się próba ich zaangażowania. Przykro stwierdzić, że warunki regulaminowe nie zostały dotrzymane przez oddziały i samodzielne koła, a udział w konkursie zgłosił tylko Oddział Poznański Sekcji Lotniczej. Ponieważ konkurs był pierwszym tego rodzaju w historii naszej Sekcji, postanowiono, aby pominięty regulaminowe uwarunkowania — ocenić jednostki organizacyjne Sekcji (te, które nadesłały roczne, czy czteroletnie sprawozdania) z największym obiektywizmem według ilości i jakości lot-

niczej roboty społecznej, uwzględniając dynamikę działań oraz liczbę członków w jednostce i przyznać wyróżnienia według tych ocen.

W związku z tym uczestnicy zebrania plenarnego Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP uchwalili, aby:

— Oddziałowi Sekcji Lotniczej w Poznaniu (liczącemu 63 członków) przyznać I wyróżnienie za szeroką, dynamiczną działalność lotniczo-simpowską i realizację cennych inicjatyw, łącznie z sumą 25 tys. zł;

— Samodzielnemu Środowiskowemu Kołu Sekcji Lotniczej w Bielsku-Białej (liczącemu 41 członków) przyznać II wyróżnienie za cenną działalność lotniczo-społeczną wraz z sumą 15 tys. zł;

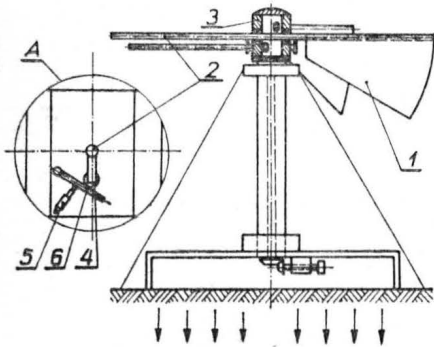
— Oddziałowi Sekcji Lotniczej w Bydgoszczy (102 członków) przyznać III wyróżnienie za szerokie działania i inicjatywy lotnicze, oraz sumę 10 tys. zł.

Zebrani postanowili, że konkurs z nagrodami na najlepiej działające ogniwo Sekcji będzie corocznie organizowany.

W punkcie porządku obrad zebrania plenarnego dotyczącym spraw różnych, kol. J. Horbaczewski, członek komisji ZG SIMP do spraw specjalizacji zawodowej poinformował, że komisja odbyła 4 posiedzenia, na którym załatwiono wszystkie zgłoszenia, licząc ponad 50 wniosków. Jednocześnie jednak kol. Z. Kodłubaj z WSK PZL-Świdnik stwierdził, że brak jest informacji o wnioskach złożonych w sprawie przedłużenia przyznanych specjalizacji.

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

● Wyższa Szkoła Inżynierska w Koszalinie zgłosiła do opatentowania turbinę wiatrową, działającą niezależnie od kierunku wiatru, z automatyczną regulacją obrotów w dużym przedziale prędkości wiatru. Turbina wolnoobrotowa przeznaczona do na-



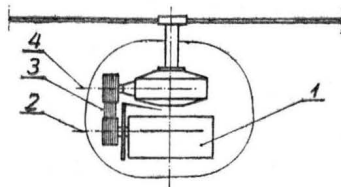
pędzania generatora elektrycznego lub maszyn roboczych.

Turbina wiatrowa, mająca wirnik z wałem pionowym ułożonym w maszcie, charakteryzuje się tym, że wirnik zaopatrzony jest w szereg wzajemnie sprzężonych par łopat 1 automatycznie ustawianych ciśnieniem aerodynamicznym wiatru, mających kształt płaskich wycinków koła lub łopat o profilu aerodynamicznym, mocowanych na obrotowych wałach 2. Łopaty 1 każdej pary leżą w płaszczyznach wzajemnie prostopadłych, zaś do głowicy 3 mocowane są ograniczniki podatne 5, 6 o przesuwach proporcjonalnych do ciśnienia aerodynamicznego, o które opierają się rolki 4 zawieszane na ramionach mocowanych na stałe do wałów 2.

Skrót opisu patentowego wynalazku, chronionego jednym zastrzeżeniem, zamieszczono w BUP nr 15/1982 r., w klasie F 03 D, pod nr P.229260.

● Ośrodek Badawczo-Rozwojowy Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Świdnik zgłosił do opatentowania rozwiązanie napędu śmigłowca ultralekkiego. Dzięki wynalazkowi zmniejsza się przestrzeń na zabudowę silnika i przekładni głównej, uzyskuje się prawidłowe wyważenie silnika względem osi wirnika oraz ułatwienie obsługi agregatów silnika i chłodzenia, wreszcie możliwość wymiany pasów przekładni bez konieczności demontażu wału transmisyjnego śmigła ogonowego.

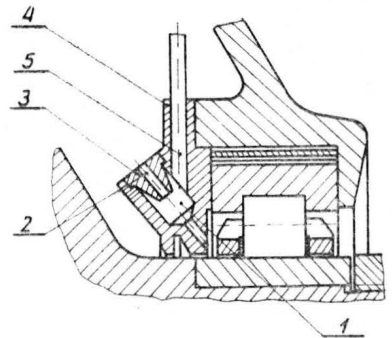
Napęd śmigłowca ultralekkiego charakteryzuje się tym, że os 2 wału silnika



1 i os 4 przekładni głównej są ułożone prostopadle do pionowej płaszczyzny symetrii kadłuba. Napęd z silnika na przekładnię główną jest przekazywany przez przekładnię pośredniczącą 3, usytuowaną po jednej ze stron przekładni głównej, która jest zaopatrzona w oddzielne wyjścia.

Skrót opisu patentowego wynalazku, chronionego dwoma zastrzeżeniami, podano w BUP nr 22/1981 r., w klasie B64C, pod nr P.228650T.

● Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Rzeszów i Ośrodek Badawczo-Rozwojowy Napędów Lotniczych w Rzeszowie zgłosiły do opatentowania układ smar-



wania ze wspomaganie powietrzne łożysk silników turbinowych (twórcy: M. Redliński i A. Jędrzejowski). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie opracowania konstrukcji zapewniającej lepsze smarowanie elementów roboczych łożysk lotniczych silników turbinowych.

Układ charakteryzuje się tym, że pokrywa 4 albo wtyskiwacz mają komory mieszania 1, do których kanałami 5 doprowadzany jest czynnik smarujący za pomocą pompki dozującej i równocześnie otworem 2 dyszy 3 doprowadzane jest sprężone powietrze.

Skrót opisu patentowego wynalazku, chronionego jednym zastrzeżeniem, opublikowano w BUP nr 7/1982 r., w klasie F 16 N, pod nr P.226818.

SZD-50 PUCHACZ



THE SUCCESSOR OF FAMOUS BOCIAN GLIDER

- Glassfibre sailplane
- Two-seater
- For training and performance flight
- Best glide ratio 1 : 30
- Min sink 0.70 m/s
- Excellent visibility
- Easy maintenance

PZL-BIELSKO

**38 YEARS OF EXPERIENCE
4600 SZD GLIDERS BUILT**

MANUFACTURER

Przedsiębiorstwo Doświadczalno-Produkcyjne Szybownictwa
PZL-Bielsko, ul. Cieszyńska 325, 43-300 Bielsko-Biała
Poland, Phone:250 21; Cable: Sezed; Telex: 035259 SZD PL

EXPORTER

PEZETEL Foreign Trade Enterprise
Ltd. Co.
Aleja Stanów Zjednoczonych 61
00-991 Warszawa 44, PO.Box 6, Poland
Phone: 10-80-01. Cable: Pezetel. Telex: 813 314 pzłpl.



PEZETEL
POLAND