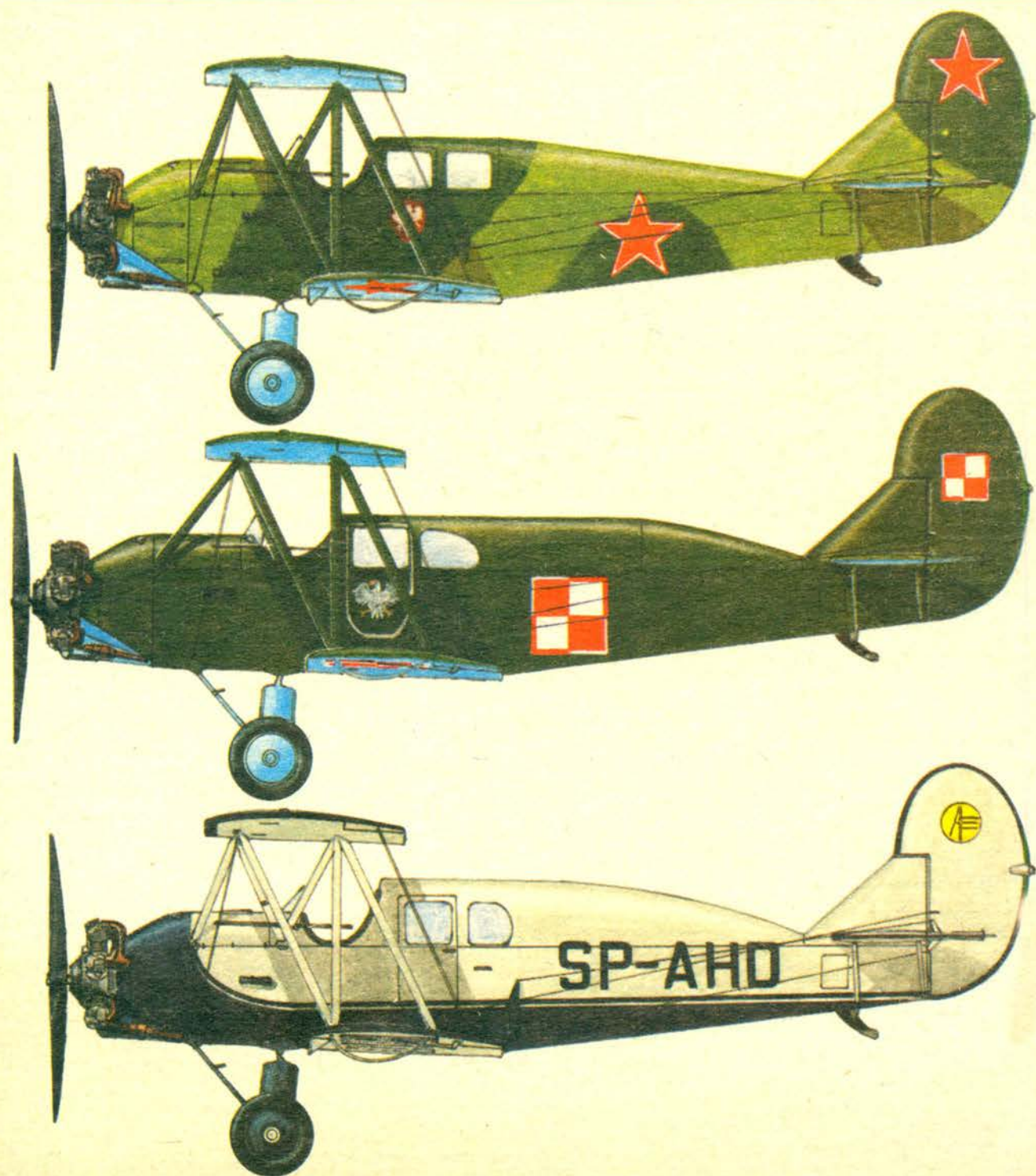


TECHNIKA

2'82

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



● На заводе ВСК ПЗЛ-Мелец в октябре м-це прошлого года с конвейера сошел 90-тый экземпляр сельскохозяйственного самолета ПЗЛ-М18 Дромедер.

● Современное состояние и прогнозы развития самолета М18 Дромедер были предметом совещания Научно-Технического Совета завода ВСК ПЗЛ Мелец. Участники дискуссии высоко оценили самолет, опираясь на том, что

— М18 получил уже пять сертификатов: польский, канадский, американский, французский, и два свидетельства типа: польское и канадское, разрешающие эксплуатацию самолета со взлетной массой на 500 кг большей чем сертифицированная масса;

— самолет получил 2 золотые медали. Первую на Выставке Сельскохозяйственной техники в г. Нови Сад в Югославии, вторую на Международной Ярмарке в г. Познань в Польше, а также государственную премию II степени в области науки — за реализацию программы М18;

— из выпущенных уже 90-ти штук самолетов Дромедер покупали: США и Канада — 28 штук, кроме того Турция, Куба, ВНР и Югославия. Самолетом интересуются также Индия, Финляндия, Мексика, Алжирия и СССР, где окончилась с положительной оценкой контрольные испытания двух самолетов Дромедер.

Планы по теме Дромедера достигают 1990 г. и включают:

— уже в подготовке находятся варианты с почти двукратно увеличенными топливными баками в крыльях, с добавочной кабиной для перевозки механика, с обогреваемой кабиной, с дополнительным баком внутри бака для химиката и с централизованной заправкой топливом;

— ОБР ВСК ПЗЛ-Мелец приступил к разработке самолета М21 Дромедер МИНИ, с грузоподъемностью в 900 кг, с двигателем ПЗЛ-3С мощностью в 441 квт (600 лс). Уже готова техническая документация и сборочное оборудование. Прототипы строятся. Завершение государственных испытаний предполагается в 1983 г.;

— М24 Дромедер СУПЕР с двигателем 736 квт (1000 лс), с грузоподъемностью 1800 кг. Эскизный проект уже готов, документация будет разработана до конца 1981 г., прототип до конца 1983 г. Серийный выпуск планируется начать в 1987 г.;

— М24 Дромедер СУПЕР ТУРБО — с грузоподъемностью 2100 кг, с турбовитовым двигателем ТВД-10 или ПТ-6-45В. Постройку планируется на половину 1985 г., испытания и сертификат — до конца 1986 г., а серийный выпуск на 1990 г.;

— Дромедер МИКРО с грузоподъемностью в 500 кг, с поршневым двигателем АИ-14 или Франклин.

Отличающиеся работники завода были отмечены значком «Заслуженный для ВСК ПЗЛ-Мелец» — 28 человек, золотым значком «Заслуженной для развития электромашинной промышленности» — 11 человек, серебряным значком «Заслуженный для развития электромашинной промышленности» — 10 человек, а также бронзовым таким-же значком — 9 человек. 100 человек кроме этого получили почетные грамоты (дипломы).

cd. ze s. 32

ZUSAMMENFASSUNGEN

MORAWSKI J. M., SMOLICZ T.: Der Windsprung und seine Einwirkung auf die Flugzeuge sowie Mittel zur Gefahrenverminderung (II). TLIA, XXXVII Jhrg., 1982, H. 2, S. 5

In dem Beitrag werden die Vorgänge des Windsprungs, seine Einwirkung auf das Flugzeug sowie die zeitgemäss zur Verfügung stehenden Flugführungsmittel software und technische hardware, die zur Gefahrenbeschränkung beitragen, behandelt.

KRAWCZYK M.: Anwendung des SIGMA-Gerätes sowie des CYCLOP-Projektors zur Prüfung des Profils von Schaufelblättern für Flugmotore. TLIA, XXXVII Jhrg., 1982, H. 2, S. 8

Es werden die Messmethode des Profils von Schaufeln für Turbinenmotore sowie die Beurteilung der Messfehler behandelt.

SKRZYŃSKI St., LITWIŃCZYK M.: Bemerkungen über die Aerodynamik von Segelflugzeugprofilen. TLIA, XXXVII Jhrg., 1982, H. 2, S. 11

Es werden die bei der Umströmung des Flugprofils auftretenden Vorgänge sowie die Perspektiven für die Entwicklung von Segelflugzeugprofilen dargestellt.

ORALEWSKI P. ST., SUPERSON W.: Ausgewählte Beispiele für die Konzeption von Flughafen-Abfertigungsgebäuden. TLIA, XXXVII Jhrg., 1982, H. 1, S. 26

Es werden einige modernste Flughafen-Abfertigungsgebäude dargestellt, die in den letzten Jahren im Ausland erbaut worden sind. Die angeführten Beispiele sind repräsentativ für die fünf Grundkonzeptionen, die beim Entwerfen von öffentlichen Gebäuden dieses Typs heute angewandt werden.

MORGAŁA A.: PZL-37 Łoś als Flugzeug für grosse Reichweiten. TLIA, XXXVII Jhrg., 1982, S. 31

Der Beitrag enthält die Entstehungsgeschichte und die im Jahre 1939 durchgeführten Versuche der Version des Bombenflugzeuges Łoś mit Kraftstoffbehältern, die eine fast zweifache Vergrößerung seiner Reichweite ermöglichten.

● The 90 th specimen of the PZL M18 Dromader agricultural aircraft left the assembly belt in WSK PZL-Mielec in October last year.

● The present state and development prospects of the M18 Dromader aircraft were the subject of debates of the Scientific and Technical Council in WSK PZL-Mielec (acc. to „Głos Załogi”, dated 28th Oct. 1981). In the opinion of the participants in the discussion, the aircraft was evaluated as very good, which may be confirmed by the following information:

— The M18 has already obtained five certificates: Polish, Canadian, American, French and Yugoslav ones, and two type certificates: Polish and Canadian, allowing to operate the Dromader with its take-off weight exceeding that permitted by the certificate by 500 kg.

— In 1979 this aircraft gained two golden medals: the first one — at the exhibition of agricultural equipment in Novi Sad in Yugoslavia, and the second one — at the International Poznań Fair, as well as a State Prize of Class II in the field of engineering — for implementation of the entire M18 program.

— From among 90 Dromader airplanes, having already been manufactured, 28 planes were sold to the USA and Canada and certain numbers were sold to Turkey, Cuba, Hungary and Yugoslavia. This aircraft aroused also an interest of India, Finland, Mexico, Algeria and, as well, the Soviet Union where check tests of two Dromaders have been completed recently. The tests gave successful results.

The plans relating to the Dromader extend to 1990 and are as follows:

— At present, several variants of the basic version are being prepared: with fuel tanks enlarged almost twice and in wings, with an additional cabin to accommodate an engineer, with a heated cabin, with an additional fuel tank in the container for chemicals and with central refuelling.

— The Research and Development Centre at WSK PZL-Mielec has started to develop an aircraft named M21 Dromader MINI of 900 kg load capacity, with the PZL-3S engine of 441 kW (600 hp) power. The documentation and tooling have already been prepared and prototypes are being built. The State tests are planned to be completed till 1983.

— The M24 Dromader SUPER with a 736 kW (1000 hp) engine, of 1800 kg load capacity, is also being prepared. The preliminary design has already been made, the complete documentation is to be finished till the end of 1981 and the prototype is planned to be ready till the end of 1983. The batch production is planned to be started in 1987.

— The M24 Dromader SUPER TURBO of 2100 kg load capacity, with a turbo-prop engine TWD-10 or PT6-45B, is another type being under consideration. The prototype is planned to be prepared in mid 1985, tests and obtaining of the certificate — at the end of 1986, and the batch production — in 1990.

— The Dromader MIKRO of 500 kg load capacity, with a piston engine AI-14 or PZL-Franklin, is one more type to be prepared.

The workers distinguishing themselves at the development of the M18 aircraft were decorated with: the award „Person of Merit for WSK PZL-Mielec” — 28 persons; the golden award „Person of Merit for Development of the Machine Building Industry” — 11 persons; the silver award „Person of Merit for Development of the Machine Building Industry” — 10 persons; and the bronze award „Person of Merit for Development of the Machine Building Industry” — 9 persons. Moreover, diplomas appropriate to the occasion were handed to 100 persons.

СОДЕРЖАНИЯ

МОРАВСКИ Е. М., СМОЛИЧ Т.: Резкое изменение ветра — действие на самолет, средства снижающие опасность (II часть). ТЛИА, т. 37, 1982 г., № 2, стр. 5

В статье описано явление резкого изменения ветра, его действие на самолет и доступные пилотажные и технические средства снижающие опасность.

КРАВЧИК М.: Применение прибора СИГМА и проектора ЦИКЛОП для проверки профиля лопастей авиадвигателей. ТЛИА, т. 37, 1982 г. № 2, стр. 8

Описана методика выполнения измерений профиля лопастей газотурбинных авиадвигателей и оценка точности измерения.

СКШИНСКИ Ст., ЛИТВИНЬЧИК М.: Замечание по аэродинамике планерных профилей. ТЛИА, т. 37, 1982 г., № 2, стр. 11

Описаны явления имеющие место при обтекании авиационного профиля и указаны перспективы развития планерных профилей.

ОРАЛЕВСКИ П. Ст., СУПЕРСОН Б.: Избранные примеры концепции пассажирских аэровокзалов ТЛИА, т. 37, 1982 г., № 2, стр. 26

В статье описано несколько наиболее современных аэровокзалов построенных за рубежом в течение последних лет. Указанные примеры представляют собой примеры 5-ти основных концепций пассажирских аэровокзалов, согласно которым строят такого рода общественные здания.

МОРГАЛА А.: ПЗЛ-37 «Лось» в варианте с большой дальностью полета. ТЛИА, т. 37, 1982 г., № 2, стр. 31

Описана история развития и испытания проведенные в 1939 г. варианта бомбардировочного самолета «Лось» с баками, увеличивающими почти двукратно дальность полета.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXXVII MAJ 1982

TECHNIKA

2'82

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA

Rok 1981 w lotnictwie

Mgr inż. **ANDRZEJ GLASS**

Co przyniósł na całym świecie rok 1981 w lotnictwie i astronautyce? Największym wydarzeniem wiosennych miesięcy był lot wahadłowca kosmicznego Columbia 12.4. 1981 r. Prace nad podobnymi statkami kosmicznymi prowadzone są w Związku Radzieckim oraz łącznie przez Francję i RFN. W czerwcu ub. roku Międzynarodowy Lotniczo-Kosmiczny Salon Paryski był miejscem prezentacji kilku najciekawszych osiągnięć techniki lotniczej. Po raz pierwszy zademonstrowano największy śmigłowiec świata, radziecki Mi-26 o udźwigu 20 t, przemiennopłat XV-15, motoszybowiec słoneczny oraz samolot lokalnego transportu Do-228 ze skrzydłem o nowej koncepcji aerodynamicznej. Na motoszybowcu słonecznym (tj. wyposażonym w baterie słoneczne) Solar Challenger 7 lipca ub. roku wykonano lot z Paryża do Manston w Anglii przelatując przez kanał La Manche.

Rok 1981 zapoczątkował pierwsze przemiany w komunikacji lotniczej. Wzrost ceny paliwa zmusił linie lotnicze do wycofania z użycia ponad 200 samolotów Boeing 707 i DC-8. Część z nich powróci na linie po wyposażeniu w nowe silniki o małym zużyciu paliwa. Dnia 26.9.1981 r. wykonał pierwszy lot paliwooszczędny 200-miejscowy pasażerski Boeing 767, na który wpłynęło już kilkaset zamówień. Jego konkurentem ma być budowany obecnie aerobus A-310. Brak zamówień na 250-miejscowy Lockheed L-1011 TriStar spowodował zakończenie jego produkcji. W budowie znajduje się prototyp 180-miejscowego samolotu Boeing 757. Produkcję 110-miejscowego brytyjskiego samolotu pasażerskiego BAC-111 pod nazwą ROMBAC-111 podjęła Rumunia. Do eksploatacji na liniach regularnych weszły samoloty Iliuzyn Il-86 i Jakowlew Jak-42. 3.9.1981 r. został oblatany brytyjski 90-miejscowy samolot krótkiego zasięgu BAe-146. Sporo zamówień otrzymały wytwórnie przygotowujące się do produkcji 20÷40-miejscowych samolotów komunikacji lokalnej. Najwyraźniej rozpoczął się okres wzmożonej produkcji samolotów pasażerskich.

W bieżącej produkcji samolotów wojskowych poważne miejsce zajmują samoloty szkolno-treningowe. Oprócz produkcji samolotów odrzutowych Alpha-Jet, Albatros, Hawk czy Aviojet — wprowadza się do produkcji szkolno-treningowe samoloty tłokowe jak np. L-70 Vinka i Epsilon oraz

turbośmigłowe jak EMB-312. W konkursie na samolot szkolno-treningowy dla amerykańskiej marynarki wojennej wygrał brytyjski Hawk, który został wybrany jako samolot najbardziej wypróbowany. Interesującym osiągnięciem technicznym jest oblatany 20.10.1981 r. Jaguar FBW z elektrycznym numerycznym sterowaniem aktywnym, które jest pierwszym urządzeniem tego rodzaju przeznaczonym do produkcji seryjnej. W USA powstał w 1981 r. prototyp ulepszonego samolotu szturmowego pionowego startu Harrier II. Uwzględniając politykę wojenną Reagana w USA zwiększono wydatki na broń i zamówiono 100 bombowców naddźwiękowych B-1B, 340 samolotów Harrier II i 1377 samolotów myśliwsko-szturmowych F-18 Hornet. W Wlk. Brytanii i RFN zaczynają wchodzić do użytku seryjne samoloty Tornado. We Francji wznowiono produkcję samolotów patrolowych Atlantic.

Kryzys gospodarczy, który obejmuje USA i Europę Zachodnią spowodował poważne ograniczenie produkcji samolotów sportowych. Wytwórnia amerykańska Beech zaprzestała produkcji samolotu szkolnego Skipper. Francuska wytwórnia Robin znalazła się u progu bankructwa i produkcję samolotów Robin 3000 przekazała wytwórni państwowej Socata. W dziedzinie szybownictwa czerwcowe Szybocowe Mistrzostwa Świata w Paderborn w RFN nie przyniosły nowych rewelacji z zakresu techniki szybowcowej. Trudna sytuacja ekonomiczna znanej zachodniemieckiej wytwórni szybowcowej Glassflügel doprowadziła do jej upadku. Konieczność oszczędzania paliwa spowodowała zbudowanie w Austrii motoszybowca Brditschka HB-21 Hobbylifter z silnikiem 73 kW (100 KM) na paliwo samochodowe przeznaczonego do holowania szybowców. W RFN rozwinęła się produkcja dwumiejscowych motoszybowców laminatowych, które dzięki silnikom na paliwo samochodowe znalazły nabywców w krajach Trzeciego Świata (Tajlandia, Irak). Zbudowano już 100 laminatowych motoszybowców Grob G 109, zaś motoszybowiec Taifun wykonał lot przez Atlantyk, wokół USA i z powrotem. Ogólnie biorąc trudności gospodarcze oraz wzrost cen paliwa poważnie ograniczyły działalność lotnictwa sportowego na świecie.

● W WSK PZL-Mielec w październiku ub. roku zszedł z taśmy montażowej 90 egz. samolotu rolniczego PZL M18 Dromader.

● Stan obecny oraz prognozy rozwoju samolotu M18 Dromader były przedmiotem obrad Rady Naukowo-Technicznej w WSK PZL-Mielec (wg. „Głosu Załogi” z dn. 28.X.1981 r.). W opinii dyskutujących samolot uzyskał bardzo wysoką ocenę, co potwierdzają następujące dane:

— M18 uzyskał już pięć certyfikatów: polski, kanadyjski, amerykański, francuski i jugosłowiański oraz dwa świadectwa typu: polskie i kanadyjskie pozwalające na eksploatację Dromadera z masą startową większą od certyfikowanej o 500 kg;

— samolot uzyskał w 1979 r. dwa złote medale. Pierwszy na wystawie sprzętu rolniczego w Nowym Sadzie w Jugosławii, drugi na Międzynarodowych Targach Poznańskich oraz państwową nagrodę II stopnia w dziedzinie techniki — za realizację programu M18;

— z wyprodukowanych już 90 egz. Dromaderów zakupiły: USA i Kanada — 28 egz., Turcja, Kuba, Węgry i Jugosławia mniejsze liczby samolotów tego typu. Samolotem interesują się także: Indie, Finlandia, Meksyk, Algeria, a także ZSRR, gdzie ostatnio zakończono próby kontrolne dwóch Dromaderów. Próby wypadły pomyślnie.

Plany dotyczące Dromadera sięgają roku 1990 i przedstawiają się następująco:

— obecnie są w przygotowaniu odmiany wersji podstawowej z powiększonymi prawie dwukrotnie zbiornikami paliwa w skrzydłach, z dodatkową kabiną do przewozu mechanika, z ogrzewaną kabiną do przewozu, z dodatkowym zbiornikiem paliwa w zbiorniku chemikaliów oraz z centralnym tankowaniem paliwa;

— OBił WSK PZL-Mielec przystąpił do opracowania samolotu M21 Dromader MINI o udźwigu 900 kg z silnikiem PZL-3S o mocy 441 kW (600 KM). Jest już wykonana dokumentacja i oprzyrządowanie, prototypy są w budowie. Próby państwowe planuje się ukończyć w 1983 r.;

— M21 Dromader SUPER z silnikiem 736 kW (1000 KM) o udźwigu 1800 kg. Projekt wstępny jest już gotowy, dokumentacja miała być zakończona do końca 1981 r., zaś prototyp do końca 1983 r. Produkcję seryjną przewiduje się na 1987 r.;

— M21 Dromader SUPER TURBO o udźwigu 2100 kg z silnikiem turbośmigłowym TWD-10 lub PT6-45B. Wykonanie prototypu zaplanowano na połowę 1985 r., badania i certyfikat pod koniec 1986 r., a produkcję seryjną przewiduje się w 1990 r.;

— Dromader MIKRO o udźwigu 500 kg z silnikiem tłokowym AI-14 lub PZL-Franklin.

Wyróżniających się pracowników w budowie samolotu M18 odznaczono: odznaką „Zasłużony dla WSK PZL-Mielec” — 28 osób, złotą odznaką „Zasłużony dla rozwoju przemysłu maszynowego” — 11 osób, srebrną odznaką „Zasłużony dla rozwoju przemysłu maszynowego” — 10 osób oraz brązową odznaką „Zasłużony dla rozwoju przemysłu maszynowego” — 9 osób. Ponad-



Prototyp samolotu rolniczego PZL-106AT Turbo Kruk (SP-PTK) z silnikiem PT6A-34AG wykonał pierwszy lot 22.06.1981 r. Fot. W. Garbarczyk

to 100 osobom wręczono okolicznościowe dyplomy.

● W konkursie dotyczącym wybitnych publikacji prasowych, radiowych i telewizyjnych oraz książek technicznych, jaki ogłosiło Wydawnictwo Czasopism i Książek Technicznych NOT-SIGMA nasz autor mgr inż. Eugeniusz Maliński uzyskał jedno z trzech przyznanych przez jury wyróżnień w kategorii A (za wybitną publikację o tematyce technicznej ogłoszoną drukiem w czasopiśmie Wya. OT-SIGMA) za cykl artykułów pt. „Elektroniczno-optyczne systemy wskazan projekcyjnych HUD”, które ukazywały się w nr 6, 7, 8 z 9/80 TLiA. Gratulujemy.

● W dniu 6 czerwca ub. roku odbył się udany lot motolotni z silnikiem Konstrukcji Zbigniewa Kruszyńskiego i Kazimierza Stępnia. Drugi pomyślny lot odbył się 11 lipca ub. roku na lotnisku Aeroklubu Pomorskiego w Toruniu. Obecna konstrukcja jest zmodernizowana (w stosunku do konstrukcji z 1979 r.) i ma silnik podwieszony na kilu lotni bezdźwigarowej S-79. pow. płata 16 m², masę całkowitą 14,5 kg, montaż silnika do lotni trwa 2–3 min. A oto opinia pilota motolotni: „Lotnia z silnikiem to już nie ta lekkość, zwinność i finezja, jednak nie traci ona jeśli chodzi o sterowność i bezpieczeństwo lotu. Również sposób podwieszenia pilota (pozycja pionowa lub pozioma) nie ma większego znaczenia. Lotnia z silnikiem pozostaje posłuszna tak jak była bez niego, a o to przecież chodzi”.

● 16 sierpnia 1981 r. w wieku 74 lat zmarł prof. dr Władysław Parczewski, wybitny meteorolog, emerytowany profesor zwyczajny Politechniki Warszawskiej, założyciel i kierownik Katedry, a następnie Zakładu Meteorologii na Wydziale Inżynierii Sanitarnej i Wodnej; były dyrektor Państwowego Instytutu Hydrologiczno-Meteorologicznego; członek wielu rad naukowych, członek Komitetu ds. Badania Przestrzeni Kosmicznej PAN, zasłużony działacz lotnictwa sportowego, działacz Ligi Lotniczej, LPZ, Aeroklubu PRL, współtwórca służby meteorologicznej PLL LOT i służby prognoz b. PIM; autor licznych prac naukowych i popularyzatorskich, odznaczony m.in. Krzyżem Oficerskim Orderu Odrodzenia Polski, Złotym Krzyżem Zasługi, Medalem X-lecia Polski Ludowej.



AUSTRALIA

● Budowany w Australii samolot szkolno-treningowy ABT z napędem turbośmigłowym ma mieć: prędkość 520 km/h, rozpiętość samolotu 11 m, masa w locie 2600 kg. Oblot prototypu przewidywany jest na koniec 1983 r. (LK 1/82).

● Australia zamówiła 26 samolotów francuskich Tampico, Tobago i Trinidad, a czego 10 Tobago jest przeznaczone dla cywilnej szkoły pilotażu. (AV Mag. 815)



AUSTRIA

● Motoszybowiec Brditzka HB-21/2400 Hobbyfliter napędzany silnikiem VW o mocy 73 kW (100 KM), mający prędkość wznoszenia 4 m/s, został wypróbowany jako holownik szybowców jedno- i dwumiejscowych. W ciągu godziny wyholuje 5 szybowców jednomiejscowych na wysokość 600 m zużywając 5 l benzyny samochodowej na jeden hol. (Flug Revue 12/81)



CHINY

● Francja dostarczyła do Chin pierwszy z zamówionych śmigłowców SA 365N Dauphin. (GIFAS 1319)



FRANCJA

● Wytwórnia samolotów Robin z powodu trudności finansowych jest bliska likwidacji.

cji. Produkcję samolotów z rodziny **Robin** 3000 przejmie państwowa wytwórnia Socaia. (Aerokurier 12/81)

● W listopadzie 1981 r. rozpoczęto realizację prac nad prototypem francusko-włoskiego samolotu pasażerskiego **Aerospatiale-Aeritalia ATR-42** zabierającego 42÷49 pasażerów, napędzanego silnikami turbośmigłowymi PW 100 po 1658 kW (2200 KM). Prototyp ma być oblatany w 1983 r., a dostawy rozpoczęte w 1985 r. (Aerokurier 12/81)

● Po wykonaniu 400 h lotu na dwóch prototypach samolotu szkolno-treningowego **TB-30 Epsilon** zostały zakończone próby w locie i zamówiono dla lotnictwa wojskowego 30 samolotów tego typu. (GIFAS 1317)

● Szybownictwo francuskie dysponuje 115 lotniskami, 500 instruktorami i 1300 szybowcami, w tym 400 dwumiejscowymi. (FR 11/81)

● Znany konstruktor lotniczy **Henry Potez** ur. 30.9.1891 r. zmarł 9.11.1981 r. przeżywszy 90 lat. Wytwórnia Potez wyprodukowała ponad 7000 samolotów, w tym 4000 Potez 25, używanych m.in. w Polsce, 1250 rozpoznawczo-bombowych Potez 63 i ponad 900 treningowych Fouga. (Av. Mag. 815)

● 20 listopada 1981 r. został oblatany prototyp szybowca laminatowego **Centrair 101** o rozpiętości 15 m i doskonałości 41. (Av. Mag. 816)

● W 1981 r. we Francji zbudowano 599 samolotów lekkich. (Av. Mag. 817)



JUGOSŁAWIA

● Wytwórnia Soko zawarła umowę z firmą **Airbus Industrie** na kooperację przy produkcji aerobusów **A-300** i **A-310**. (LK 26/81)



INDIE

● W związku z zakupem przez Pakistan samolotów myśliwskich **F-16** Indie zamierzają zakupić 150 samolotów **Mirage 2000** lub **MiG-25**. (Int. 12/81)



IZRAEL

● Ze względu na trudności finansowe zaprzestano prac nad nowym samolotem myśliwskim **Lavi**, który miał być dalszym rozwinięciem samolotu **Kfir**. (Av. Mag. 816)



RFN

● Wytwórnia **Grob**, znana z produkcji szybowców laminatowych **Astir** i motoszybowców **G109**, zbudowała prototyp laminatowego dwumiejscowego samolotu sportowego **Grob G110**, który z silnikiem **Lycoming 87 kW (118 KM)** osiąga prędkość przelotową 250 km/h. (Aerokurier 12/81)

● Wytwórnia szybowców **Glasflugel** ogłosiła bankructwo z powodu złych wyników finansowych po przekształceniu jej w przedsiębiorstwo lotniczo-samochodowe zachodnioniemiecko-brazylijskie. (Aerokurier 12/81)

● W październiku 1981 r. wytwórnia **Rollanden-Schneider** wyprodukowała tysięczny szybowiec, w 14 lat od jej założenia. Szybowców **LS-1** w wersjach od a do f zbudowano 460. Następnie produkowany był **LS-3**, a obecnie też **LS-4**. W projektowaniu znajduje się następca **LS-3** oznaczony **LS-6**. (Aerokurier 12/81)



RUMUNIA

● Od 1974 r. do końca października 1981 r. rumuński przemysł lotniczy wyprodukował: 420 szybowców (**IS-28** i **IS-29**), 40 motoszybowców **IS-28M**, 50 samolotów rolniczych **IAR-821** i **IAR-826**, 100 samolotów szkolnych **IAR-823**, 100 śmigłowców **Puma** (licencja francuska) i 300 śmigłowców **Alouette III** (lic. francuska). Ponadto w kooperacji z Wlk. Brytanią zbudowano 315 samolotów **BN-2 Islander** oraz rozpoczęto produkcję samolotów pasażerskich **BAC-111-550** (oznaczonych **ROMBAC-111**). W próbach znajduje się prototyp samolotu rolniczego **IAR-827A** z polskim silnikiem **PZL-3S**, a przewidywana jest jego wersja turbośmigłowa z silnikiem **PT-6**. 90% szybowców jest produkowane na eksport do USA, Australii, Argentyny, Japonii, Wlk. Brytanii, Hiszpanii i RFN. (Aerokurier 12/81)

● Wytwórnia **IAR** produkuje seryjnie na eksport samoloty szkolne **Jak-52** oraz przystępuje do budowy serii informacyjnej samolotu treningowego **IAR-93 Orao**. (FR 12/81)



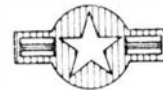
SZWECJA

● W listopadzie 1981 r. rozpoczęto budowę kadłuba prototypu samolotu pasażerskiego **SAAB-Fairchild 340**. W końcu 1983 r. prototyp ma uzyskać świadectwo typu, a w 1984 r. mają rozpocząć się jego dostawy. Dotychczas zebrano zamówienia na 100 samolotów. (Aerokurier 12/81)



WĘGRY

● Linie lotnicze **Malev** zakupiły dwa samoloty **Tu-134B**. (LK 1/82)



USA

● Oblatany w 1981 r. prototyp samolotu **Lear Fan 2100** jest pierwszym laminatowym samolotem z kabiną ciśnieniową. (Av. Mag. 817)

● W 1982 r. wytwórnia **Fairchild Swearingen** przewiduje zbudowanie 100 samolotów lokalnej komunikacji **Merlin** i **Metro**. (Av. Mag. 817)

● Wzrost kosztów paliwa zmusza linie lotnicze do stosowania samolotów o małym zużyciu paliwa, w wyniku czego następuje wyprzedaż starszych typów samolotów. Ponad 200 używanych samolotów **Boeing 707** i **DC-8** czeka na nabywców. Cena Boeinga 707 spadła już do 2,2 mln dol. Samoloty te mają szansę wejść do użytku po wymianie silników na ekonomiczniejsze. (Flug Revue 12/81)



ZSRR

● Radziecka telewizja pokazała film „Cel życia” o konstruktorze lotniczym **A. S. Jakowlew**. (FR 12/81)

● W 1981 r. na samolocie pasażerskim **Il-86** ustalono 18 rekordów światowych, m.in. prędkości 971 km/h z ładunkiem 65 t na trasie 2000 km i 956 km/h z ładunkiem 80 t na trasie 1000 km. (FR 12/81)

● Biuro konstrukcyjne **A. Jakowlewa** opracowuje nowe odmiany samolotu **Jak-42**: wersję pasażersko-towarową, wersję towarową oraz odmianę przedłużoną o liczbie miejsc zwiększonej o 20, która ma otrzymać certyfikat w 1983 r. (LK 28/81)

● Słuchacze uniwersytetu kirgizkiego w Frunze zbudowali ultralekki samolot **X-12C** o rozpiętości 5,5 m i masie własnej 51 kg. (LK 25/81, Av. Mag. 816)

● Turbośmigłowy samolot rolniczy **Antonow An-3** zabiera ładunek chemiczny 1800 kg, a czas jego lotu wynosi 2 h. Koszt obsłużenia 1 ha upraw za pomocą **An-3** jest o 25÷30% niższy niż za pomocą **An-2**. Kabina **An-3** jest wyposażona w urządzenia klimatyzacyjne zapewniające temperaturę 18÷12°C przy temperaturze zewnętrznej 40°C. (FR 11/81)

● Towarowo-pasażerska wersja samolotu **An-72** jest używana przez **Aeroflot** w rejonach arktycznych. (FR 11/81)



Działalność Polskich Linii Lotniczych LOT 1979–1980

Dane przewozowe w PLL LOT za 1979 i 1980 r.

Wyszczególnienie	Jedn. miary	1979	1980
Przewóz pasażerów			
Ogółem	osób	1 993 061	1 827 572
Loty zagraniczne		1 131 287	1 036 650
Loty krajowe		861 774	790 922
Przewóz ładunków			
Ogółem	ton	16 929,9	17 234,8
Loty zagraniczne		10 667,5	10 813,3
Loty krajowe		6 262,4	6 421,5
Wykorzystanie oferowanej zdolności przewozowej			
Na liniach międzynarodowych			
masy		55,8	54,5
miejsce		68,1	65,7
Na liniach krajowych			
masy		63,9	63,1
miejsce		71,0	68,1
Ilość taboru			
Ogółem samolotów komunikacyjnych	jedn.	46	46
w tym: An-24		17	17
Il-18		9	9
Tu-134 i 134A		12	11
Il-62		8	9
Średnia prędkość eksploatacyjna samolotów			
na liniach międzynarodowych	km/h	707,7	703,2
na liniach krajowych		416,5	407,3

Przewozy LOT-u w poszczególnych miesiącach 1980 r. (regularne i nieregularne)

Miesiąc	Pasażerów		
	zagran.	krajowe	razem
Styczeń	54 412	45 879	100 291
Luty	55 590	41 606	97 196
Marzec	66 916	47 344	114 290
Kwiecień	74 055	57 836	131 891
Maj	87 125	73 383	160 508
Czerwiec	105 904	92 158	199 062
Lipiec	127 967	99 853	227 822
Sierpień	137 452	94 555	232 007
Wrzesień	114 301	74 594	188 895
Październik	86 960	68 331	155 291
Listopad	62 392	48 843	111 235
Grudzień	62 544	46 540	109 084
Średnia miesięczna	86 388	65 910	152 298

Działalność Polskich Linii Lotniczych LOT 1979 i 1980
Zatrudnienie w PLL LOT

Wyszczególnienie	1979 r.	1980 r.
Przeciętne zatrudnienie		
Ogółem	5195	5891
w tym: robotnicy	1979	2039
pracownicy inż.-techn.	1393	1507
pracownicy handl. przew.	1586	1785
pracownicy adm.-biurowi	373	383
pozostali	164	177

Liczba pasażerów na liniach krajowych w 1980r. wg portów*

Miasto	Pasażerów	%
Warszawa	678 281	43,0
Gdańsk	206 529	13,1
Kraków	148 261	9,4
Wrocław	122 388	7,8
Katowice	98 341	6,2

* Łącznie z lotami propagandowymi

Liczba pasażerów na liniach krajowych w 1980r. wg portów*

Miasto	Pasażerów	%
Szczecin	77 360	4,9
Koszalin	63 517	4,0
Rzeszów	60 105	3,8
Poznań	44 797	2,9
Bydgoszcz	37 022	2,4

* Łącznie z lotami propagandowymi

Liczba pasażerów na liniach krajowych w 1980r. wg portów*

Miasto	Pasażerów	%
Zielona Góra	21 747	1,4
Śląsk	17 774	1,1

* Łącznie z lotami propagandowymi

Źródło: Biuletyn Informacyjny Lotnictwa Cywilnego nr 1/81

PRENUMERATA

Prenumeratę na kraj przyjmują:

- oddziały RSW „Prasa—Książka—Ruch” od instytucji, organizacji społeczno-politycznych, jednostek gospodarki uspołecznionej i in. zakładów pracy zlokalizowanych w miastach — uzgadniając sposób dostawy lub odbioru zamówionej prasy,
- dotychczasowi czytelnicy indywidualni w miastach mogą zamawiać prenumeratę przez macierzysty zakład pracy prenumeratora. Zamówienia zbiorowe wraz z załączonymi (do wglądu) dowodami opłaty prenumeraty pocztowej za 1981 r. należy złożyć we właściwym terytorialnie oddziale RSW obsługującym dany zakład pracy w tzw. prenumeracie instytucjonalnej,
- urzędy pocztowe na wsi i wiejscy doręczyciele od instytucji i zakładów pracy zlokalizowanych na terenie wiejskim oraz od osób fizycznych zamieszkałych na tych terenach.

Prenumeratę ze zleceniem wysyłki za granicę przyjmuje Centrala Kolportażu Prasy i Wydawnictw, ul. Towarowa 28, 00-958 Warszawa, konto NBP XV O/M Warszawa, nr 1153-201045-139-11.

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

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

Dodatkowych szczegółowych informacji udzielają oddziały RSW „Prasa—Książka—Ruch”.

Cena prenumeraty krajowej: kwartalna 150 zł, półroczna 300 zł, roczna 600 zł (w 1982 r. — 450 zł)

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

Uskok wiatru – działanie na samolot, środki zmniejszające zagrożenie*) (II)

Doc. dr hab. inż. JANUSZ M. MORAWSKI
Inż. TOMASZ SMOLICZ

Institut Lotnictwa

Aspekty pilotażowe

Pilot w zasadzie dysponuje dwoma środkami do energetycznej kompensacji uskoków wiatru: ciąg i wysokość. Drugi z tych środków może być stosowany jedynie wtedy, gdy energia potencjalna wysokości może być przekształcona w energię kinetyczną prędkości lotu. Jest oczywiste, że poniżej minimum wysokości bezpiecznej nad przeszkodami, zwiększenie kąta pochylenia w celu przyspieszenia samolotu nie jest brane pod uwagę. W tych sytuacjach kompensacja uskoków wiatru sprowadza się do manipulacji ciągiem silników.

W dużym stopniu zagrożenie jest spotęgowane stosunkowo rzadkim występowaniem zjawisk niebezpiecznych uskoków wiatru i związanymi z tym trudnościami w nabyciu przez załogi niezbędnego doświadczenia. Nadmienić należy, że dopiero w końcu lat siedemdziesiątych doszło do pełnego docenienia uskoków wiatru jako jednej z głównych przyczyn wielu istotnych zagrożeń i wypadków i uwzględnienia tego czynnika w treningu załóg. Również dopiero w ostatnich latach pilot może liczyć na mniej lub bardziej subiektywne komunikaty ziemi, ostrzegające przed możliwością wystąpienia uskoków wiatru.

Normalnie stosowana taktyka, podobnie jak we wszystkich przypadkach, w których pilot spodziewa się np. turbulencji termicznej lub „krawędziowej” (wake turbulence) jest prowadzenie samolotu na zwiększonej prędkości nie przekraczając jednak wartości maksymalnej prędkości progowej V_{Tmax} (prędkość progowa $V_T = 130\% V_s$, gdzie V_s jest prędkością przeciągnięcia statycznego w konfiguracji lądowania; $V_{Tmax} = V_T + 15$ kt). Dla samolotów dysponujących informacją o prędkości wg ziemi (np. z systemu INS, Omega lub radaru Dopplera) zaleca się zwiększenie prędkości przyrzędowej ponad V_T (przy najczęściej spotykanym modelu uskoków wiatru – gasnącym wierzrze czółowym) o połowę wartości różnicy składowej podłużnej wiatru mierzonej w czasie zbliżania i składowej podłużnej podanej na pasie.

W skrajnych przypadkach zaleca się odejście na drugi krąg i zmianę kierunku lądowania, oczekiwanie lub odlot na lotnisko zapasowe.

W czasie wykonywania podejścia pilot koncentruje się na sterowaniu ciągiem oraz utrzymywaniu właściwych wartości kąta pochylenia, prędkości pionowej i prędkości powietrznej (IAS). W warunkach uskoków wiatru wskazania typowych przyrządów pozostają wysoce nieadekwatne w stosunku do niezbędnych reakcji pilota, mających na celu utrzymywanie zadanego toru względnie powrót na ten tor po zakłóceniu.

Dostarczenie dodatkowych informacji dotyczących szybkościennych parametrów wiatru i tak już przeciążonej załódze nie jest rzeczą prostą. Z tego względu niektórzy specjaliści postulują, aby informacje o uskoku wiatru były prezentowane na tarczach przyrządów pokładowych pozostających pod stałą kontrolą pilota w czasie procedur wykonywanych w pobliżu ziemi.

Autonomiczne wykrycie i identyfikacja uskoków wiatru za pomocą urządzeń pokładowych niestety wymaga wejścia samolotu w strefę bezpośredniego działania podmuchu. Dlatego niezbędnym uzupełnieniem pokładowych systemów ostrzegawczych będą w przyszłości specjalne instalacje lotniskowe.

Instalacje lotniskowe

Od systemów lotniskowych wymaga się dostarczenia informacji prognostycznych o możliwości napotkania uskoków wiatru, pozwalających na podjęcie decyzji dotyczącej kontynuowania czy też przerwania procedury. Decyzja o kon-

tynuacji danej fazy lotu (sygnalizowane przez ziemię uskokowi wiatru o mniejszym zagrożeniu) postuluje wykorzystanie pokładowych systemów ostrzegawczych.

Obecnie konwencjonalne instalacje lotniskowe znajdują się w fazie odległej od rozwiązań zadowalających, jeśli idzie o wykrywanie i prognozowanie uskoków wiatru. Rozpatrywane są różne rodzaje czujników podstawowych. Cechy porównawcze aktualnie dostępnych czujników naziemnych zestawiono w tabl. 4 [1]. Największy postęp i efekty uzyskano w zakresie wykorzystania radaru Dopplera (program Joint Doppler Operational Project, kierowany przez U.S. National Oceanic and Atmospheric Administration w Laboratorium Badania Silnych Wiatrów w Norham, Oklahoma, 1976÷1978). Stwierdzono przydatność radaru Dopplera w wielu przypadkach wykrywania i identyfikacji linii szkwałowych (squall-lines) i ruchów mas powietrza typu cyklonowego (tornado) oraz sprecyzowano zasadnicze wymagania techniczne dla urządzeń.

Równolegle w USA rozwijana jest technika sieci czujników lokalnych. System LLWSAS (Low-Level Wind Shear Alert System) przechodzi próby eksploatacyjne na sześciu lotniskach od 1977 r. Planuje się instalację dalszych 60 zestawów do 1982 r. Tym niemniej FAA określa LLWSAS jako rozwiązanie tymczasowe [1].

W zestaw standardowego wyposażenia lotniska wchodzi czujniki wiatru, ale są one z reguły usytuowane w pobliżu środka lotniska, zdolne do ostrzegania jedynie przed drastycznie niebezpiecznymi sytuacjami. Zestaw LLWSAS obejmuje również czujniki peryferyjne rozmieszczone w sześciu punktach pomiarowych, w których określane są

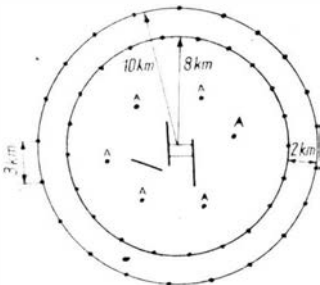
TABLICA 4. Cechy porównawcze czujników naziemnych w zastosowaniu do wykrywania uskoków wiatru [1]

Rodzaj czujnika	Zasada pomiaru	Typ podmuchu mierzonego	Osiągnięte w próbach	Stan rozwoju (1979 r.)	Okres rozwoju
Sonda akustyczna	bezpośredni pomiar wiatru	pionowy i poziomy	niezadowalające	zaniechany	1972 : 1976
Anemometr	bezpośredni pomiar wiatru	tylko poziomy	dobre, ale wymagane modyfikacje	w trakcie studiów modyfikacyjnych	1977 : 1978
Cisnieniowy	pośredni pomiar wiatru	pionowy i poziomy	dobre, jednak skłonne do fałszywych alarmów	ulepszone	1976 do dziś
Impulsowy laser dopplerowski	bezpośredni pomiar wiatru w kierunku promieniowym	pionowy i poziomy	dostateczne	przerwano	1977 ÷ 1978
Impulsowy radar dopplerowski	bezpośredni pomiar wiatru w kierunku promieniowym	pionowy i poziomy	dobre, aczkolwiek nie w pełni przebadane	studia nad stosownością dla uskoków wiatru i turbulencji	1978 do dziś

*) Artykuł ilustrowany jest obliczeniami, porównaniami i wykresami opartymi na jednostkach anglosaskich stosowanych powszechnie w lotnictwie międzynarodowym. Autorzy postanowili pozostawić te jednostki, podając obok jednostki stosowane w Polsce. Dla ułatwienia podajemy orientacyjne przeliczenia jednostek:
prędkość postępową
1 kt \approx 1,8 km/h
1 m/s \approx 2 kt \approx 3,6 km/h
prędkość pionowa 1000 ft/min \approx 5 m/s
przyspieszenie po torze 1 g \approx 36 km/h/s \approx 20 kt/s.

kierunki i szybkość wiatru (rys. 3). Informacje zbierane są telemetrycznie w punkcie centralnym, gdzie po obróbie komputerowej odtwarzany jest przestrzenny obraz sytuacji i generowane sygnały ostrzegawcze. Przykład przebiegu zaobserwowanych zmian w polu wiatru pokazano na rys. 4.

Dalszy rozwój LLWSAS przewiduje dostarczanie informacji ostrzegawczych dotyczących linii podmuchowych na podstawie nagłych wzrostów lokalnych ciśnień atmosferycznych. Czujniki ciśnienia mają być rozmieszczone w pierścieniu otaczającym lotnisko (rys. 3). Dotychczas nie sprezybowano konkretnych planów instalacji tak rozwiniętych systemów.

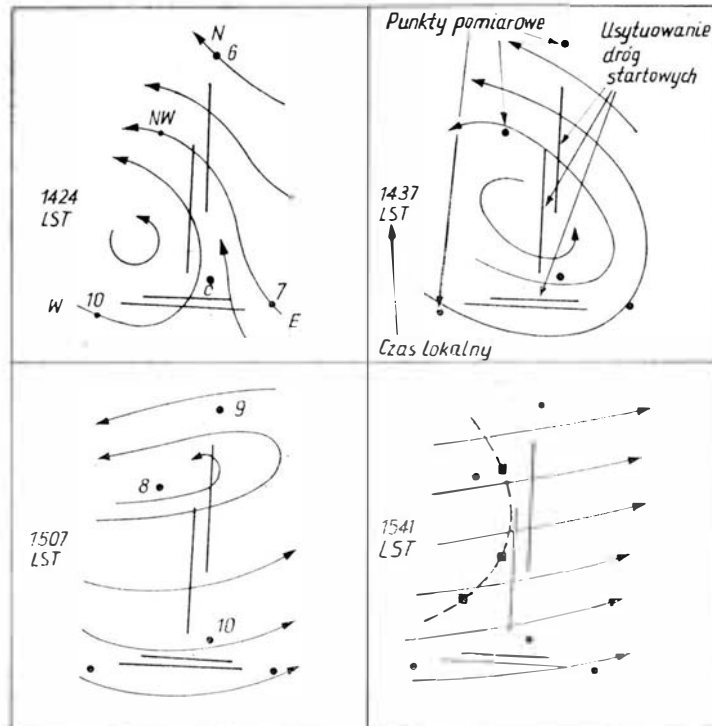


Rys. 3. Przykład rozmieszczenia czujników zmiany ciśnienia oraz anemometrów w strefie lotniska [1]: ● — czujniki zmiany ciśnienia, A — anemometry

Jest oczywiście, że opisane systemy lotniskowe nie są zdolne do wykrywania podmuchów pionowych. Rozwiązania docelowych obejmujących i ten zakres oczekuje się przy zastosowaniu mikrofalowych i/lub laserowych układów dopplerowskich, przemieszczających przestrzeń podjęcia i odejścia od lotniska.

Systemy pokładowe

Spośród układów pokładowego wykrywania i prezentacji informacji o uskoku wiatru należy wymienić rozwiązania trzech firm: Safe Flight Instrument Corp. (USA), SFENA (Francja) i Smiths Industries (W. Brytania). Rozwiązania te doczekały się zastosowania (co najmniej na etapie badań eksploatacyjnych) na statkach latających.



Rys. 4. Przykład rozwoju złożonej sytuacji w polu wiatru zaobserwowanej w czasie 77 min w strefie lotniska Denver Stapleton w dniu 7.03.1979 r. przy wykorzystaniu LLWSAS [1]

System amerykański, wylicznik uskoku wiatru serii 6500, przedstawia oryginalny, niezależny układ, podczas gdy rozwiązania francuskie i brytyjskie (wychodząc z założenia konieczności zainstalowania wskaźnika uskoku wiatru na aktualnie użytkowanych samolotach) wykorzystują do prezentacji informacji o podmuchu tarcze konwencjonalnych przyrządów. Dalej omówimy w zarysie rozwiązania Safe Flight i Smiths Ind.

Wylicznik uskoku wiatru, serii 6500 (Safe Flight Instr. Corp.) [2, 6]

Schemat blokowy wylicznika pokazano na rys. 5. Wylicznik określa dwie wektorowe składowe napotkanego uskoku wiatru i dostarcza informacji do wskazań i sygnalizacji wartości alarmowej. Te dwie składowe określono jako: odchylenie pionowe (Downdraft Drift Angle — DDA) oraz uskok poziomy (Horizontal Wind Shear — HWS).

HWS jest określony jako różnica między przyspieszeniem podłużnym mierzonym w układzie inercyjnym oraz szybkością zmian prędkości powietrznej (IAS). Sygnał zmian prędkości powietrznej otrzymuje się przez różniczkowanie (filtr górnoprzepustowy) analogowego sygnału prędkości powietrznej, pobieranego z prędkościomierza z wyjściem elektrycznym, bądź z wylicznika danych aerodynamicznych. Przyspieszenie inercyjne jest mierzone przez przyspieszeniometer o osi pomiarowej równoległej do osi podłużnej samolotu. W celu wyeliminowania składowej grawitacyjnej przyspieszenia, $g \sin \theta$, sygnał wyjściowy przyspieszeniometera jest sumowany z sygnałem kąta pochylenia z pionu żyroskopowego. Układ korekcji żyroskopowej jest również wykorzystywany do eliminowania błędów wynikłych z działania długotrwałych przyspieszeń.

Zsumowane sygnały przyspieszenia i kąta pochylenia są przepuszczone przez filtr dolnoprzepustowy (eliminacja szumów) oraz sumowane z sygnałem zmian prędkości powietrznej. W wyniku uzyskiwany jest ostatecznie sygnał HWS.

Wyliczanie sygnału DDA jest dokonywane przez porównanie przyspieszenia normalnego (pomiar bezpośredni przyspieszeniometerem) z wartością przeciążeń normalnych wynikających z manewrowania samolotu na ścieżce schodzenia. Zmiany kąta nachylenia toru lotu, niezbędne do określenia przyspieszeń manewrowych, wyliczane są jako pochodna różnicy kąta pochylenia i kąta natarcia, po przemnożeniu przez prędkość lotu. Ostatecznie sygnał DDA, uzyskiwany po scałkowaniu różnicy przyspieszeń oraz po podzieleniu przez sygnał prędkości powietrznej, wyodrębnia jedynie frakcję wynikającą z zadziałania uskoku wiatru. Jeżeli zauważyć, że w sygnale HWS jest również reprezentowany jedynie składnik przypisany do podmuchu, przy eliminacji frakcji wynikającej z manipulacji ciągiem silników (skompensowany ciągiem tylny podmuch podłużny nie wykaże zmiany prędkości powietrznej przy wystąpieniu przyspieszenia inercyjnego), to dochodzi się do ujawnienia zasadniczej cechy urządzenia: oddziaływania kompensacyjne załogi w czasie eliminacji skutków uskoku wiatru nie powodują maskowania sygnałów wyjściowych i wskazań urządzenia wynikających z samego podmuchu. Wyjściem układu jest kombinacja sygnałów DDA i HWS. Po odpowiednim ukształtowaniu i filtracji sygnał wyjściowy jest wykorzystywany do celów indykacji i sygnalizacji warunków niebezpiecznych. Obwód sygnalizacyjny zawiera komparator, gdzie sygnał wyjściowy jest porównywany z odniesieniem nastawianym a priori na ziemi. Przyjmuje się, że niebezpieczny poziom uskoku wiatru odpowiada dodatkowemu ciągowi, необходимemu do pełnej kompensacji toru lotu, o wartości 15% i więcej od masy samolotu.

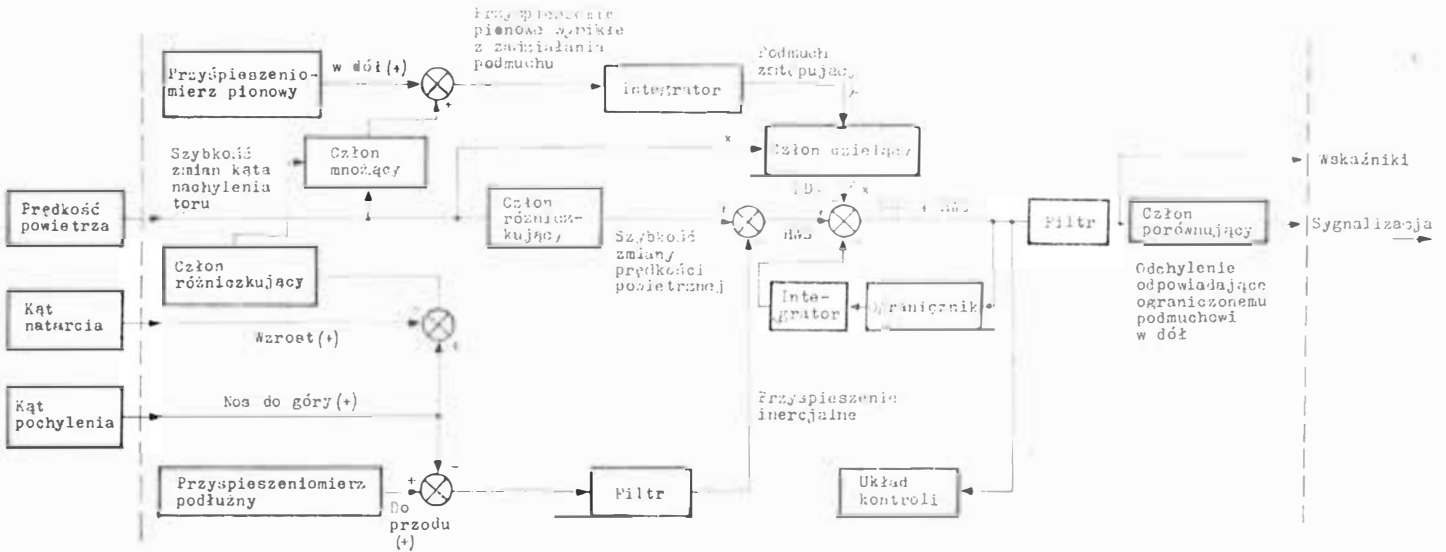
Układ Safe Flight Instr. Corp. wyposażony jest w obwód samokontroli. Działanie obwodu polega na rejestracji przejść kombinowanego sygnału wyjściowego (DDA + HWS) przez wartość zerową. W przypadku jeżeli w ciągu 25 s odcinka czasu sygnał wyjściowy nie osiąga wartości zerowej, wylicznik uznaje to jako anomalię działania systemu i odpowiedni sygnał alarmowy jest pokazywany pilotowi.

Układ Safe Flight aktualnie podlega intensywnym badaniom symulatorowym i lotnym.

Wskaźnik uskoku wiatru firmy Smiths Ind. [5]

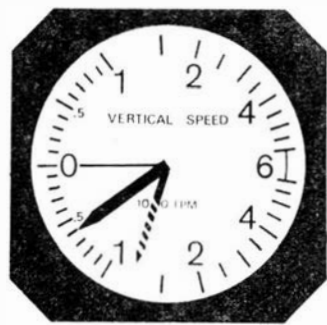
Smiths Ind. w ścisłej współpracy z kompanią British Airways opracowały zmodyfikowany wariometr, w którym zastosowano dodatkową wskazówkę dostarczającą informacji o zmianach energii całkowitej. Wskaźnik może być zatem zabudowywany na tablicach przyrządów na miejsce konwencjonalnego wariometru. Widok tarczy wskaźnika pokazano na rys. 6. Zasadę działania pokazuje schemat funkcjonalny na rys. 7. Wskazówka prędkości pionowej (czarna) jest poruszana w sposób konwencjonalny sygnałem prędkości pionowej generowanym w wyliczniku danych aerodynamicznych. Wskazówka zmian energii wykorzystuje dwa odpowiednio zsumowane wyjścia wylicznika danych aerodynamicznych: prędkości pionowej i prędkości powietrznej, z tym, że ten ostatni sygnał jest zróż-

nicowany w celu uzyskania sygnału szybkości zmian prędkości powietrznej. W warunkach ustalonych ($V = \text{const}$) obie wskazówki pokrywają się.



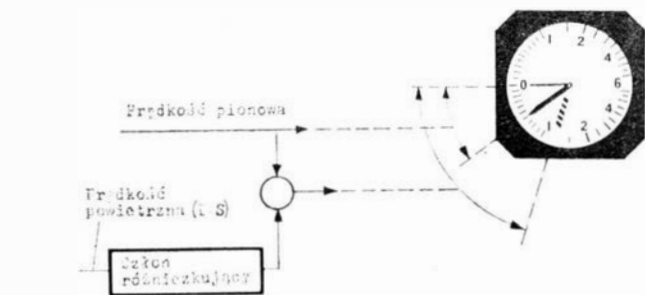
Rys. 5. Schemat blokowy wylicznika uskoku wiatru typu 6500 firmy Safe Flight Instrument Corp [2, 6]

Przy napotkaniu podmuchu (np. nagłego zmniejszenia wartości wiatru czołowego) wskazówka prędkości pionowej wskutek bezwładności samolotu nie od razu wskaże wzrost prędkości opadania, podczas gdy wskazówka zmian energii



Rys. 6. Tarcza wskaźnika uskoku wiatru firmy Smiths Industries [5]

zareaguje natychmiast, odchylając się przeciwnie do ruchu wskazówek zegara. Jest to dla pilota sygnał do zwiększenia ciągu silników. Zwiększenie mocy silników prowadzi do pionowego pokrycia się obu wskazówek. Działanie ukła-



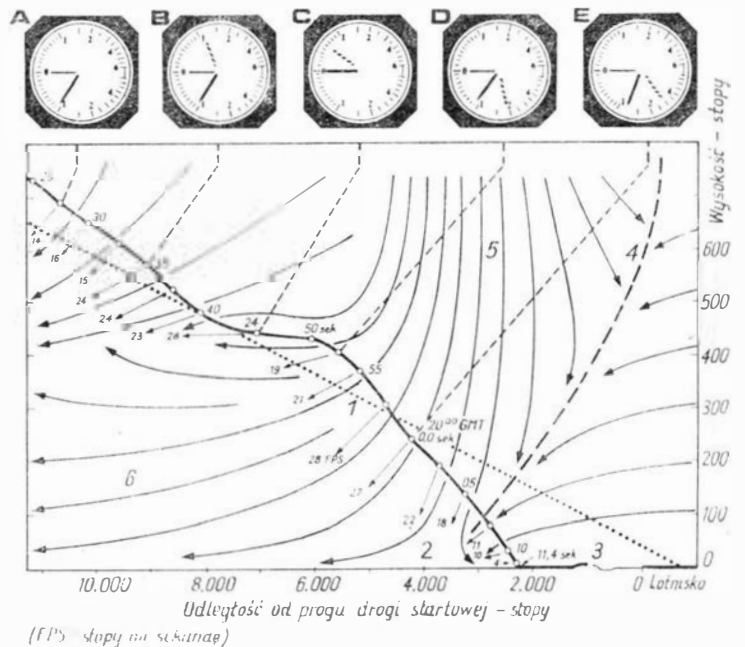
Rys. 7. Schemat działania wskaźnika uskoku wiatru firmy Smiths Industries

du sprawdzono z zachęcającymi wynikami na symulatorze naziemnym (BAC 111) zainstalowanym w Filton, wykorzystując grupy pilotów kilku głównych europejskich towarzystw komunikacji lotniczej. Przewidziano dalsze badania symulatorowe i lotne na samolotach L 1011 TriStar.

Na rys. 8 przedstawiono schematycznie sytuację podmuchową, uznaną za bezpośrednią przyczynę katastrofy samolotu B 727 (Eastern Airlines) na lotnisku N. York-Kennedy w dniu 24.06.1975 r. wraz z odpowiadającą sekwencją wskazań omawianego przyrządu. Na rys. 9 powtórzono tą samą sytuację wraz z nowym torem lotu dla przypadku, gdyby pilot miał do dyspozycji omawiany wskaźnik i prawidłowo wykorzystywał informacje dawane przez przyrząd.

Informacje dostarczane przez wskaźnik mogą być użyteczne również w innych fazach lotu, wymagających ma-

niipulacji mocą zespołu napędowego (start, wznoszenie, procedury stromych podejść, ograniczających hałas w strefie lotniska, zniżanie itp.). Zasada wykorzystania przyrządu



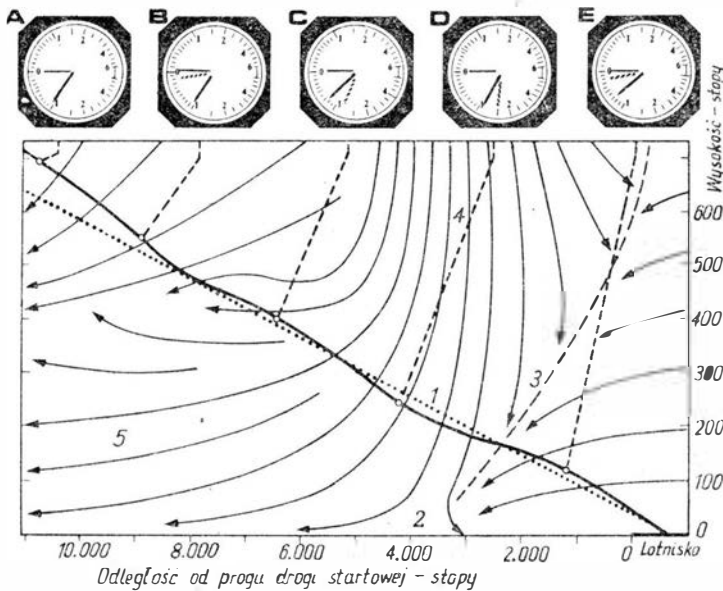
Rys. 8. Sytuacja w polu wiatru w strefie podejścia do lotniska uznana za bezpośrednią przyczynę katastrofy samolotu B 727 (Eastern Airlines) (N. York—Kennedy, 24.06.1975 r.): 1 — ścieżka schodzenia, 2 — środek wypływu, 3 — pierwsze uderzenie o ziemię, 4 — czoło brzozy morskiej, 5 — spływ, 6 — wypływ; w górnej części rysunku przedstawiono hipotetyczną sekwencję wskazań przyrządu Smiths Ind. [5]: A — wartość prędkości powietrznej prawidłowa. Prędkość zniżania zwiększona w celu osiągnięcia ścieżki schodzenia; B — wzrost wiatru czołowego pokazany przez wskazówkę szybkości zmian energii; C — w wyniku zwiększenia wiatru czołowego nastąpiło zmniejszenie prędkości zniżania; D — podmuch zstępujący i towarzyszące mu zmniejszenie wiatru czołowego, obrazowo prezentowane przez ruch obu wskazówek; E — wskazania odpowiadające groźnemu podmuchowi zstępującemu oraz krytycznej utracie energii przez samolot

sprowadza się generalnie do takiej manipulacji ciągiem i kątem pochylenia, aby obie wskazówki pokrywały się. W przypadku zastosowania automatu sterowania ciągiem opisany system stanowi całkowicie niezależne źródło sygnału sterującego.

* * *

Zagadnienie ograniczenia zagrożeń spowodowanych przez uskoki wiatru w fazach lotu wykonywanych w bezpośredniej bliskości ziemi jest aktualnie jednym z podstawowych w dziedzinie bezpieczeństwa komunikacji lotniczej. Na zakończenie przytoczymy w skrócie zasadnicze tezy sprecyzowane w ww. kwestii przez Narodowy Zarząd Bezpieczeństwa Transportu USA (National Transportation Safety Board) [7]:

— Istnieje potrzeba uzupełnienia przepisów i rekomen-



Rys. 9. Sytuacja w polu wiatru jak na rys. 8: 1 — ścieżka schodzenia, 2 — środek wypływu, 3 — czoło bryzy morskiej, 4 — spływ, 5 — wypływ; w górnej części rysunku pokazano sekwencję wskazań przyrządu Smiths Ind. w przypadku jej prawidłowego wykorzystania przez załogę samolotu [5]: A — wartość prędkości powietrznej prawidłowa. Prędkość zniżania nieco zwiększona w celu osiągnięcia ścieżki schodzenia; B — zmniejszenie ciągu i podciągnięcie mające na celu sprowadzenie obydwu wskazówek na wartość prędkości zniżania 700 ft/min; C — przyrząd postuluje zwiększenie ciągu w celu utrzymania wskazówki energii na wskazanym 700 ft/min; D — niezbędne maks. zwiększenie ciągu i podciągnięcie samolotu w celu sprowadzenia obu wskazówek na wartość 700 ft/min

racji dotyczących wyposażenia samolotów komunikacyjnych w urządzenia do wykrywania i identyfikacji uskoków wiatru w sposób umożliwiający pilotowi właściwą i odpowiednio wczesną reakcję na uskok.

— Układy oparte na zasadzie porównania prędkości powietrznej i względem ziemi oraz granicznych przyspieszeń zyskały pozytywną ocenę. Perspektywiczne rozwiązania oczekiwane są również przy prezentacji informacji na tarcach zmodyfikowanych przyrządów dyspozycyjnych, stanowiących podstawowe źródło informacji dla procedur związanych ze startem i podejściem do lądowania.

— Zarząd widzi konieczność dalszego rozwoju systemów naziemnych i pokładowych. W dziedzinie systemów naziemnych widzi się docelowe rozwiązania w oparciu o technikę impulsowych dopplerowskich urządzeń laserowych. W szczególności pilot powinien być informowany o uskokuach wiatru wymagających przerwania podejścia, podobnie jak to obowiązuje dla minimów widocznościowych.

LITERATURA

1. C. BULLOCH: Wind Shear Effects on Aircraft Low-Level Shear and Clear-Air Turbulence as Accident Causes. *Interavia*, No. 12, 1980, pp. 1155-1158.
2. R. A. GREEN: The Effects of Low-Level Wind Shear on the Approach and Goaround Performance of a Landing Aircraft. SAE Technical Papers, No. 790563, 1979.
3. T. SMOLICZ: Zasady lotu. Rozdz. IV. Nietypowe przypadki lotu i sytuacje awaryjne. Wyd. wewn. ZG SiTKora., Wydział Szkolenia PLL LOT, Warszawa, 1980r.
4. T. SMOLICZ: Wskaźnik uskoku wiatru. Proponowane rozwiązanie (ref. niepublikowany). Sympozjum AWOG Przedsiębiorstw Lotniczych Członków Umowy Berlińskiej nt. „Wind Shear”, Praga, 1979 r.
5. Wind Shear. Smiths Industries, Aerospace and Defence Review. No. 39, Febr. 1980, pp. 7-10.
6. Wind Shear Computer 6500 — Series, Safe Flight Instrument Corporation, (materiały ofertowe).
7. Aircraft Incident Report. National Transportation Safety Board. August 22, 1979; NTSB — AAR — 80 — 6.

Zastosowanie przyrządu SIGMA oraz projektora CYKLOP do sprawdzania profilu pióra łopatek silników lotniczych

Dr inż. MARIAN KRAWCZYK

Instytut Budowy Maszyn
Politechnika Keszowska

Na podstawie literatury, praktyk w zagranicznych firmach lotniczych oraz doświadczeń w WSK PZL-Rzeszów można stwierdzić, że na skalę przemysłową stosowane są w produkcji łopatek silników lotniczych następujące metody pomiaru krzywoliniowych powierzchni pióra łopatek:

- pomiar przyrządami wzornikowo-czujnikowymi,
- pomiar specjalnymi sprawdzianami,
- pomiar przyrządami wielopunktowymi i projektorami.

Dwie pierwsze metody pomiaru mają następujące wady:

- duża pracochłonność,
- trudność rozgraniczenia poszczególnych parametrów geometrii pióra łopatki.

W nowoczesnych zakładach lotniczych stosowana jest głównie metoda trzecia. Wybór jej jest możliwy w przypadku stosowania kontrolowanych metod wykonywania profilu pióra łopatek (dających dużą powtarzalność kształtu), do których należy zaliczyć głównie walcowanie na zimno oraz obróbkę elektroerozyjną i elektrochemiczną łopatek. Takie technologie pozwalają na zastosowanie nowoczesniejszych metod kontroli profilu łopatek, badających niedokładności pomiarów profilu pióra łopatek na przyrządzie SIGMA i projektorze CYKLOP.

Badanie poprzedziła analiza wymiarowania i tolerowania profili pióra łopatek roboczych sprężarki i turbiny. Przyrządy, na których przeprowadzono badania, zostały sprowadzone z Kanady przyrząd SIGMA i z Włoch projektor CYKLOP.

Przyrząd SIGMA

Przykładem nowoczesnej konstrukcji przyrządów wielopunktowych są przyrządy elektroniczno-automatyczne typu SIGMA (rys. 1). Cechą charakterystyczną tych przyrządów jest umożliwienie skojarzenie urządzeń elektronicznych z układem mechanicznym. Układy pneumatyczny i krzywkowy znajdujące się w korpusie przyrządu służą do automatycznego zbliżania końcówek pomiarowych z całym układem dźwigni do sprawdzanej łopatki i odsunięcie go po dokonaniu pomiaru. Sprawdzaną łopatkę (rys. 2) mocuje się pionowo w głowicy pomiarowej za zamek. Sterując przelącznikiem, dosuwa się za pomocą sprężonego powietrza końcówki pomiarowe do profilu pióra łopatki. Pomiar profilu łopatek na przyrządzie SIGMA przeprowadza się metodą porównawczą (różnicową). W wyniku mierzenia otrzymuje się wskazanie wartości wielkości mierzonej w

postaci odchyłki od wymiaru nominalnego. Przy pomiarach stosuje się wzorce odtwarzające wymiary nominalne wskazane w arkuszu kontrolnym.

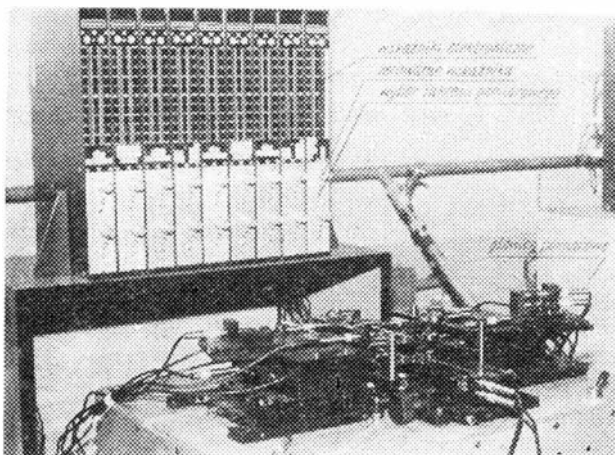
Przyrząd SIGMA pozwala na pomiar profilu pióra łopatek w dwóch przekrojach: A—A, D—D (rys. 2b) i w każdym przekroju mierzy parametry pokazane w tabl. 1.

Projektor CYKLOP

Projektor CYKLOP firmy Microtechnica jest przyrządem optycznym, umożliwiającym obserwacje w wielokrotnym

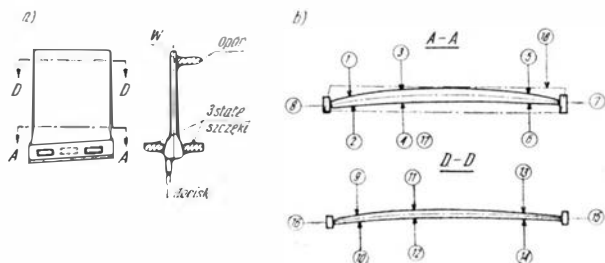
TABLICA 1. Parametry pomiarowe profilu pióra łopatki

Przekrój A-A	Przekrój D-D	Parametry pomiarowe
1 2	9 10	grubość pióra łopatki na krawędzi spływu
3 4	11 12	grubość pióra łopatki
5 6	13 14	grubość pióra łopatki na krawędzi natarcia
7	15	przesunięcie krawędzi natarcia
8	16	długość pióra łopatki po cięciu
18	18	kąt skręcenia sprawdzanych przekrojów pióra łopatki
17	---	przesunięcie profilu pióra względem osi zamka łopatki
1 3 5	9 11 13	błąd wykonania wypukłej powierzchni pióra łopatki
2 4 6	10 12 14	błąd wykonania wklęsłej powierzchni pióra łopatki



Rys. 1. Przyrząd SIGMA do pomiaru profilu pióra łopatek silników lotniczych (metoda pomiaru M-S)

powiększeniu krzywoliniowej powierzchni pióra łopatki na ekranie. Pomiar profilu łopatki (rys. 3) wymaga specjalnego wyposażenia, składającego się z zespołu mocującego łopatkę oraz dwóch par rolek umieszczonych na specjalnym stoliku o ruchu wzdłużnym. Przebieg sprawdzenia profilu pióra łopatki jest następujący: po ustawieniu i zamocowaniu łopatki w zespole mocującym, ruchem wzdłużnym stolika wprowadzamy parę rolek wodzących po powierzchni kontrolowanej łopatki tak, aby jedna rolka dotykała części wypukłej, a druga części wklęsłej. Druga para rolek jest sprzężona z parą wodzącą za pomocą dźwigni, w wyniku



Rys. 2. Układ pomiarowy profilu pióra łopatki na przyrządzie SIGMA: a) sposób mocowania łopatki, b) wielkości mierzone

czego na ekranie projekcyjnym pojawia się obraz dwóch rolek oddalonych od siebie o grubość łopatki w miejscu kontrolowanym. Porównując obraz rolek odwzorowujących profil na ekranie projekcyjnym z profilem wzorcowym można dokonać oceny zaobserwowanego kształtu łącznie z podaniem odchyłki.

Dane techniczne projektora:

- średnica ekranu projekcyjnego 1000 mm,
- działka elementarna noniusza podziałki kątowej 1',
- obiektywy powiększające: 10 X, 20 X, 50 X, 100 X.

Metodyka badań i pomiarów

Przeprowadzona analiza zastosowanych metod pomiarowych pozwala na dokonanie następującego podziału czynników badanych, mających istotny wpływ na niedokładność pomiarów krzywoliniowych powierzchni pióra łopatek silników lotniczych:

Czynniki badane:

Błędy systematyczne.

- błędy końcówki pomiarowej f_k ,
- błędy odkształceń sprężystych f_s ,
- błędy bazowania łopatki w uchwycie f_b .

Błędy przypadkowe:

- błąd graniczny pojedynczego pomiaru w danej serii e ,
- błąd graniczny średniej arytmetycznej z jednej serii pomiarów e_r .

W celu określenia niepewności pomiarów przeprowadzono badania ww. błędów przy zamocowaniu stałym łopatki w uchwycie oraz przy zamocowaniu zmiennym łopatki w uchwycie.

W celu odtworzenia zaobserwowanych wyników przy pomiarze łopatki, za każdym razem zdejmowano i ponownie zakładano łopatkę na przyrząd przed dokonaniem pomiaru.

Czynniki mierzone

Pomiary krzywoliniowych powierzchni pióra łopatki zostały przeprowadzone (rys. 2) w przekrojach A—A i D—D w punktach pomiarowych 1÷18, przez tego samego pomiarowca i w tych samych warunkach. Przyjęto, że każdy pomiar będzie powtórzony trzykrotnie ($n = 3$), zaś w punktach 1, 3, 5÷2, 4, 6÷9, 11, 13÷10, 12, 14 dziesięciokrotnie ($n = 10$).

Czynniki stałe

- ogólne warunki pomiarów (temperatura, wilgotność),
- ujednolicony sposób rejestracji wyników pomiarów,
- promień końcówki pomiarowej.

Czynnik obliczony

- niedokładność metody pomiarów Δp ,
- niedokładność metody pomiarów z uwzględnieniem błędów bazowania łopatki w uchwycie Δp_b .

Wyniki pomiarów

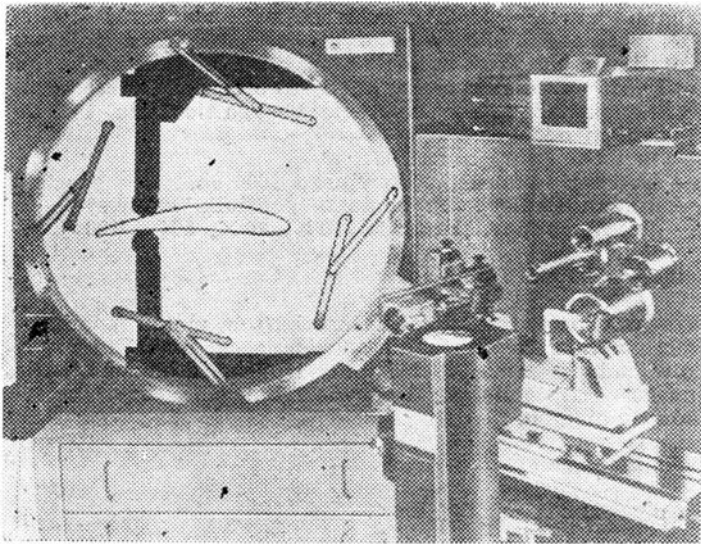
Po przeprowadzeniu pomiarów krzywoliniowych powierzchni pióra łopatek zostały obliczone, wg opracowanych programów (na maszynie cyfrową ODRA 1204), błędy systematyczne f_k , f_s , f_b , f_t (tabl. 2) dla poszczególnych metod pomiarowych (M—S, M—P). Błędy te zostały wyeliminowane z surowych wyników pomiarów i określone z zaobserwowanych wymiarów mierzonych parametrów.

Błędy bazowania łopatki w uchwycie mocującym

Łopatkę w uchwycie zostaje zamocowana za zamek i podparta w punkcie W przekroju D—D na wklęsłej powierzchni pióra łopatki (rys. 2). Na maksymalny błąd graniczny łopatki w uchwycie mocującym łopatkę mają wpływ głównie:

- odchyłki wymiarów i błędy położenia elementów bazujących uchwytu,
- odchyłki wymiarów i błędy położenia elementów bazujących łopatki.

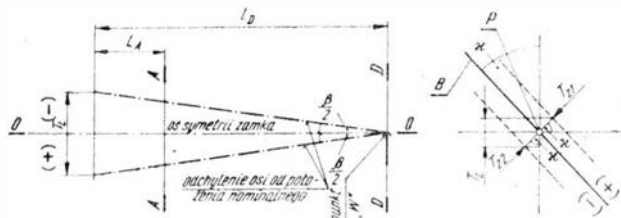
Na podstawie przeprowadzonej analizy wymiarów tolerowanych, biorąc pod uwagę wykonanie wymiarów i błędy położenia, wielkości błędów f_b w przekrojach wyznaczono wg następujących zależności (rys. 4):



Rys. 3. Zasadę pomiaru profilu pióra łopatkki na projektorze CYKLOP (metoda pomiaru M-P)

TABLICA 2. Błędy systematyczne graniczne f_k, f_s, f_b, f_t

Metody pomiaru	Przekroje	Punkty pomiarowe	Błędy systematyczne graniczne, μm			
			f_k	f_s	f_b	f_t
M-S	A-A	1	1,43	0,50	35,73	$\pm 0,004$
		3	2,09	0,49	35,73	
		5	1,47	0,50	35,73	
	D-D	9	1,43	0,49	5,16	$\pm 0,004$
11		1,67	0,49	5,16		
13		1,35	0,49	5,16		
M-P	A-A	1	1,43	0,52	20,94	$\pm 0,004$
		3	2,09	0,52	20,94	
		5	1,47	0,52	20,94	
	D-D	9	1,35	0,52	8,24	$\pm 0,004$
		11	1,64	0,52	8,24	
		13	1,35	0,52	8,24	



Rys. 4. Graniczne położenie profilu pióra łopatkki w uchwycie mocującym (metoda M-S)

TABLICA 3. Błędy przypadkowe

Prze-krój	Punkty pomiarowe	Błędy przypadkowe wypukłej powierzchni profilu pióra łopatkki, metody pomiaru				Błędy przypadkowe wklęsłej powierzchni profilu pióra łopatkki, metody pomiarowe				
		M-S		M-P		M-S		M-P		
		$e, \mu\text{m}$	$e_r, \mu\text{m}$	$e, \mu\text{m}$	$e_r, \mu\text{m}$	$e, \mu\text{m}$	$e_r, \mu\text{m}$	$e, \mu\text{m}$	$e_r, \mu\text{m}$	
A-A	1	1,45	0,84	19,30	11,14	2	2,02	0,64	40,03	12,66
	3	1,58	0,91	9,61	5,55	4	1,90	0,60	37,62	11,90
	5	1,55	0,89	20,64	11,92	6	2,47	0,78	38,89	12,30
D-D	9	1,70	0,54	28,46	9,00	10	2,12	0,67	17,61	5,57
	11	1,41	0,45	17,39	5,50	12	0,00	0,00	0,00	0,00
	13	2,00	0,63	23,93	7,57	14	1,87	0,59	17,68	5,59

$$T_L = T_z \cos \alpha$$

$$T_z = T_{z1} - T_{z2} + T_u$$

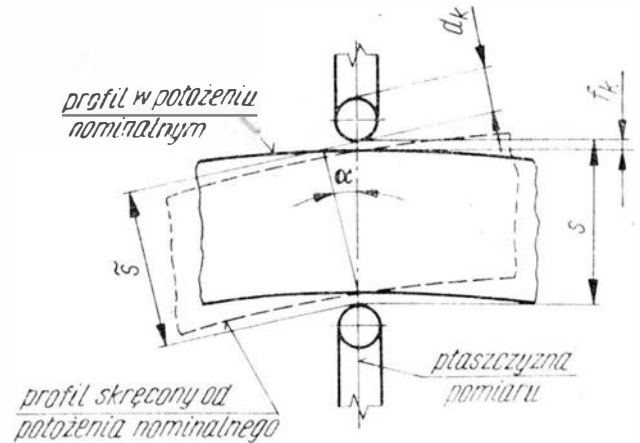
$$\operatorname{tg} \beta = \frac{T_L}{L_D}$$

$$f_b = (L_D - L_A) \operatorname{tg} \beta$$

gdzie: T_{z1}, T_{z2} — tolerancje wykonania powierzchni bazujących łopatkki,

TABLICA 4. Niedokładność pomiarów Δp_b

Niedokładność pomiarów profilu pióra łopatkki					
metody	przekrój	punkty pomiarowe	wypukłej powierzchni profilu pióra łopatkki $\Delta p_k, \mu\text{m}$	punkty pomiarowe	wklęsłej powierzchni profilu pióra łopatkki $\Delta p_b, \mu\text{m}$
M-S	A-A	1	35,76	2	35,79
		3	35,76	4	35,78
		5	35,76	6	35,81
	D-D	9	1,70	10	2,12
		11	1,41	12	0,00
		13	2,00	14	1,87
M-P	A-A	1	28,33	2	45,09
		3	22,85	4	42,99
		5	29,26	6	44,08
	D-D	9	28,46	10	17,61
		11	17,39	12	0,00
		13	23,93	14	17,68



Rys. 5. Błąd końcówki pomiarowej

T_u — tolerancje wykonania części bazujących uchwytu.

Błędy wynikające ze styku końcówki pomiarowej

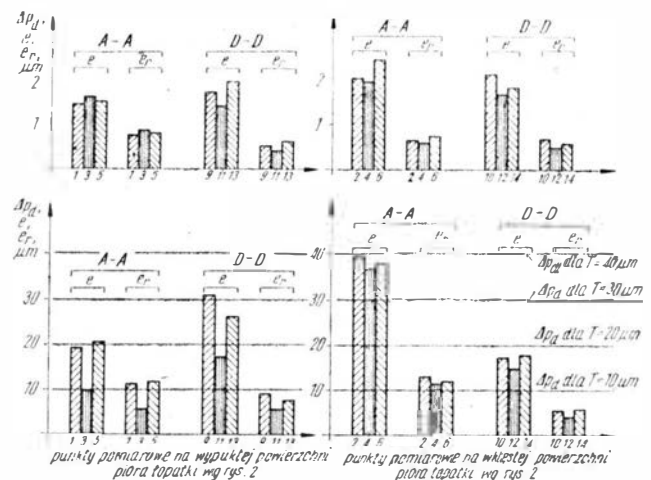
Przyrządy SIGMA i CYKLOP są tak zaprojektowane, że wszystkie końcówki pomiarowe są ustawione w płaszczyźnie prostopadłej do sprawdzanej powierzchni (rys. 5). Natomiast w przypadku skróconego profilu o wartości kąta α od położenia nominalnego, pomiar odbywa się w płaszczyźnie nieprostopadłej do osi pomiaru. Wielkość błędów f_k wyznaczono z zależności:

$$f_k = (s + d_k)(1 - \cos \alpha),$$

gdzie: d_k — średnica końcówki pomiarowej, s — mierzona wielkość.

Błędy przypadkowe

Obliczenia granicznych błędów przypadkowych, e, e_r występujących przy pomiarze przeprowadzono po dokonaniu



Rys. 6. Niedokładność pomiarów krzywoliniowej powierzchni pióra łopatek metodą: a) M-S, b) M-P

wielokrotnych pomiarów określonych parametrów (rys. 2), w tych samych warunkach przez tego samego człowieka. Obliczone wartości błędów przypadkowych przedstawiono w tabl. 3.

Na rys. 6 przedstawiono kształtowanie się wartości zaobserwowanych granicznych błędów e i e_r przy pomiarach w punktach pomiarowych przekroju pióra łopatki A—A, D—D przy zamocowaniu stałym i zmiennym, w stosunku do granicznej dopuszczalnej niedokładności pomiarów Δp_d . Graniczną dopuszczalną niedokładność pomiarów ustalono z zależności:

$$\pm \Delta p_d = 0,1 T \text{ (dla IT5 - IT12)}$$

Przyjmując tolerancję krzywoliniowych powierzchni pióra łopatek 0,1÷0,5 mm (na podstawie przeprowadzonej analizy zasad tolerowania łopatek produkcyjnych), ustalono Δp_d 0,01÷0,05 mm dla poszczególnych typów łopatek sprężarek i turbin silników lotniczych.

Analizując otrzymane wyniki błędów granicznych, systematycznych i przypadkowych stwierdzono, że na niedokładność pomiarów metod M—S i M—P zasadniczy wpływ mają błędy bazowania łopatki w uchwycie f_b oraz błędy graniczne pojedynczego pomiaru w danej serii pomiarów e :

$$\Delta p_b = \pm \sqrt{f_b^2 + e^2}$$

Obliczone wartości Δp_b dla punktów pomiarowych w przekrojach A—A i D—D przedstawiono w tabl. 4.

Wnioski

Program badań przedstawiony w niniejszym artykule obejmował zagadnienia dotyczące niedokładności metod pomiarów łopatek roboczych sprężarek i turbin silników lotniczych przyrządem SIGMA (M—S) i projekтором CYKLOP (M—P). Z przeprowadzonej analizy otrzymanych błędów granicznych systematycznych i przypadkowych mających wpływ na niedokładność pomiarów wynika, że:

— w metodach M—S, M—P występują bardzo małe błędy systematyczne takie jak: błąd końcówki pomiarowej f_k , błędy odkształceń sprężystych f_s i błędy temperaturowe f_t , których nie powinno się uwzględniać jako poprawek w wynikach pomiarów,

— błędy bazowania łopatek w uchwycie mają określony znak i wartość i można je eliminować z surowego wyniku pomiaru w formie poprawki,

— duża funkcjonalność przyrządu SIGMA i duża powtarzalność odczytu stwarzają możliwość zastosowania go do sprawdzania łopatek sprężarki i turbiny w odbiorze ostatecznym (o tolerancjach krzywoliniowych powierzchni w zakresie 0,05÷0,5 mm),

— projektor CYKLOP należy stosować tylko do sprawdzania odchyłek kształtu krzywoliniowych powierzchni pióra łopatek. Mocowanie łopatek w tej metodzie jest ręczne, stąd wynika niepowtarzalność wyników pomiarów dochodząca do 0,045 mm.

Uwagi o aerodynamice profiliów szybowcowych

Dr inż. STANISŁAW SKRZYŃSKI

Dr inż. MIECZYSLAW LITWIŃCZYK

Instytut Techniki Lotniczej
i Mechaniki Stosowanej
Politechnika Warszawska

Oznaczenia

- V — prędkość przepływu potencjalnego,
 V_s — prędkość przepływu nad warstwą przyścienną w miejscu oderwania,
 V_r — prędkość przepływu nad warstwą przyścienną w miejscu przyssania,
 v — prędkość lokalna wewnątrz warstwy przyściennej,
 p — ciśnienie,
 p_s — ciśnienie na powierzchni modelu w miejscu oderwania,
 p_r — ciśnienie na powierzchni modelu w miejscu przyssania,
 $Re = \frac{VL}{\nu}$ — liczba Reynoldsa,
 ν — lepkość kinematyczna,
 δ_1 — grubość straty wydatku $= \frac{1}{V} \int_0^{\delta} (V-v) dy$,
 δ_2 — grubość straty pędu $= \frac{1}{V^2} \int_0^{\delta} v(V-v) dy$,
 $\sigma = \frac{p_r - p_s}{\frac{1}{2} \rho V_s^2}$ — współczynnik odzyskania ciśnienia,
 α — kąt natarcia,
 β — kąt wychylenia klapy,
 $q = \frac{\rho V^2}{2}$ — ciśnienie dynamiczne,
 ρ — gęstość powietrza.

Optymalizacja profiliów lotniczych, szczególnie dla samolotów szybkich, prowadzona była głównie pod kątem zmniejszenia współczynnika oporu w zakresie małych współczynników siły nośnej.

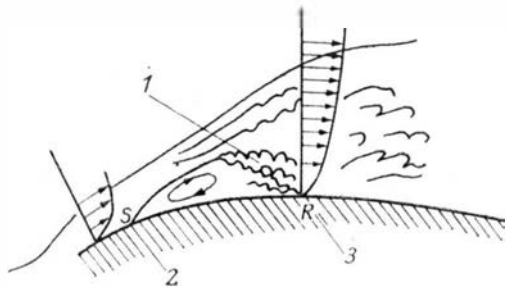
Siłę nośną płatów zwiększano przez odpowiednią mechanizację skrzydła, uzyskując w ten sposób współczynniki maksymalnej siły nośnej znacznie większe niż dla profilu podstawowego. W zakresie dużych C_z wielkość współczynnika oporu profilowego jest nieistotna z uwagi na decy-

dujący wpływ oporów indukowanych, z jakimi mamy do czynienia przy stosunkowo małych wydłużeniach stosowanych w konstrukcjach samolotów.

W konstrukcjach szybowcowych mechanizacja skrzydła jest ograniczona przyczynami technicznymi bądź formalnymi. Stąd odmiennosć wymagań stawianych profilom szybowcowym, szczególnie w odniesieniu do klasy standard, gdzie regulaminy zabraniają stosowania klap. Kryterium minimalnego oporu obowiązuje nadal, wzrastają natomiast wymagania odnośnie do $C_{z \max}$ i C_x w zakresie dużych C_z . Szczególnie ważne jest uzyskanie dużych $C_{z \max}$ dla małych (w skali zastosowań lotniczych) liczb Reynoldsa — już od wartości mniejszych od 1 mln. Konstruktorzy szybowców długo korzystali z profiliów laminarnych NACA. Na początku lat sześćdziesiątych pojawiły się profile typu Fx (opracowane przez Wortmana w oparciu o rodzinę jeszcze przedwojennych profili Gó) o właściwościach odpowiedniejszych dla współczesnych szybowców niż profile NACA. Początkowo brak było pełnej dokumentacji tych profiliów oraz wiele informacji potrzebnych konstruktorom do oceny osiągow i obciążeń projektowanego szybowca. W tej sytuacji, w połowie lat sześćdziesiątych, po wspólnych ustaleniach Zakładów Szybowcowych w Bielsku-Białej i dawnej Katedry Aerodynamiki Politechniki Warszawskiej podjęto badania mające na celu dostarczenie brakujących informacji oraz próby modyfikacji tych profiliów w celu uzyskania charakterystyk korzystniejszych z punktu widzenia szybownictwa. Badania prowadzone na Politechnice Warszawskiej, oprócz uzyskania informacji dla konstruktorów, miały także na celu zbadanie wielu interesujących zjawisk przepływowych, występujących w warstwie przyściennej na laminarnym profilu lotniczym i powiązanie tych zjawisk z finalnymi charakterystykami profilu.

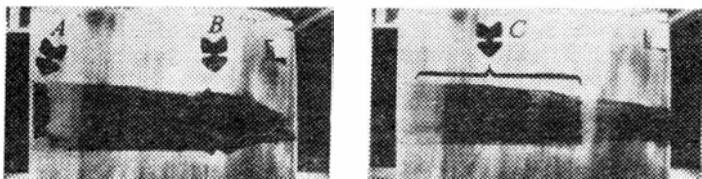
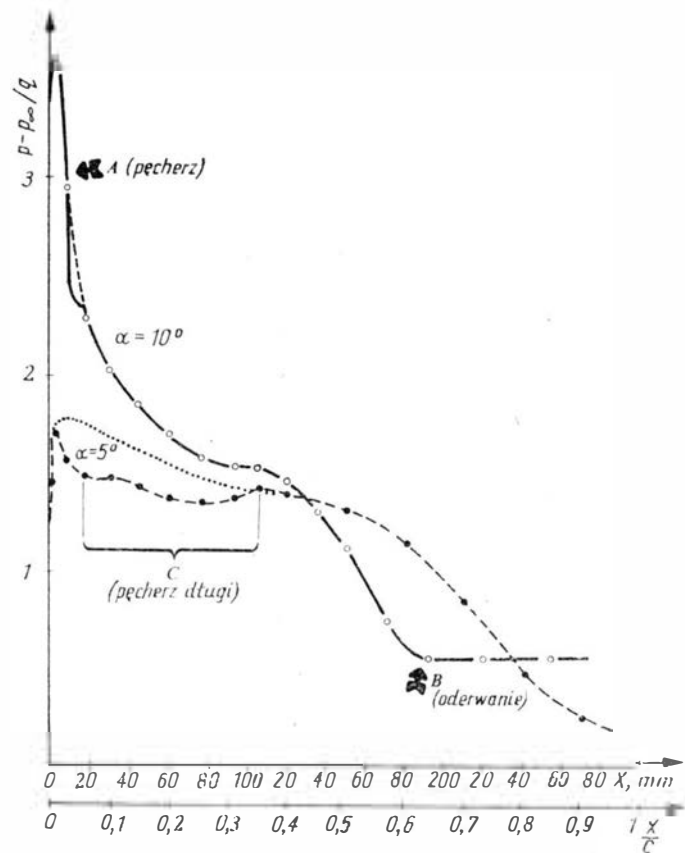
Niniejszy artykuł zawiera informacje nt. przepływu w warstwie przyściennej. Obraz tego przepływu jest znacznie bardziej skomplikowany niż przedstawiają to nawet bardzo zaawansowane podręczniki. Ze zjawisk występujących w warstwie przyściennej na profilach lotniczych analizą objęto takie zjawiska jak: oderwanie warstwy przyściennej, lokalne oderwanie przepływu laminarnego (inaczej zwane pęcherzem laminarnym), przepływ w strefie przejścia oraz ich związek z takimi parametrami jak $C_{z \max}$, dC_x/da , prze-

bieg $C_x = f(\alpha)$, położenie $C_{x \min}$, liczba Reynoldsa i kształt profilu. Zaznaczyć należy, że istniejące metody projektowania profili metodą obliczeniową nie dają zadowalających wyników jeśli chodzi o profile grube opływane przy dużych kątach natarcia. Uwzględnienie ww. zjawisk występujących w warstwie przyściennej, mających istotny wpływ na charakterystyki, możliwe jest tylko przez stosowanie empirycznych kryteriów. Warunki słuszności empirycznych kryteriów nie zawsze są wystarczająco sprecyzowane, tak więc w każdym przypadku konieczna jest weryfikacja obliczeń badaniami tunelowymi. Badań tunelowych wymagają także różne szczegóły charakterystyk pomijane w obliczeniach a bardzo istotne dla konstruktora lotniczego. Zajmiemy się najpierw tzw. pęcherzem laminarnym lub inaczej lokalnym oderwaniem. Schemat przepływu w obszarze takiego pęcherza pokazano na rys. 1.



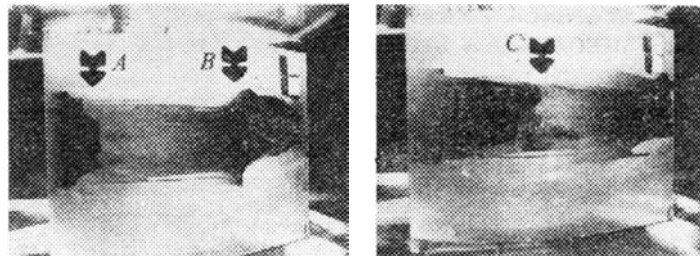
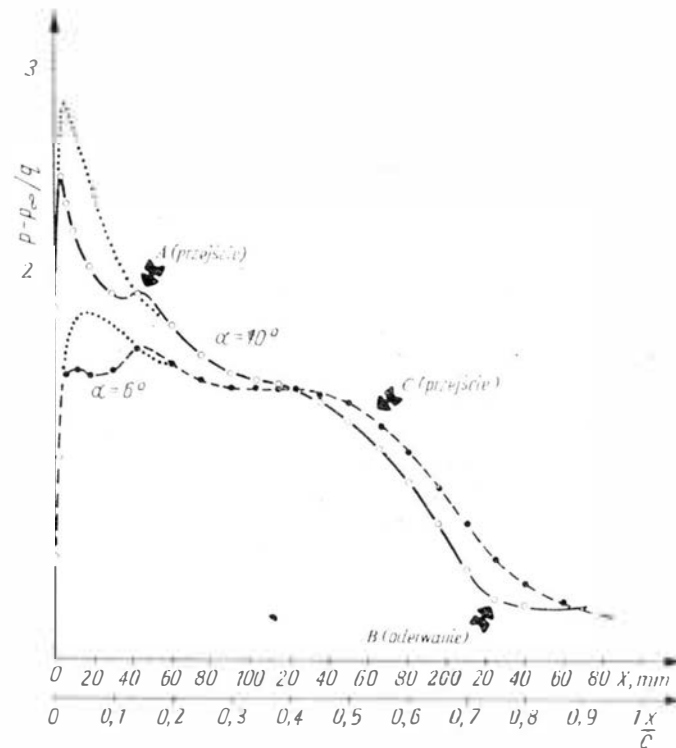
Rys. 1. Schemat przepływu w okolicy pęcherza: 1 — turbulencja, 2 — oderwanie, 3 — przyssanie

Rysunek 1 przedstawia schemat tzw. pęcherza krótkiego w formie w pełni rozwiniętej, tzn. z wyraźnie ukształtowanym wirami recyrkulacyjnymi. Prędkość przepływu powrotnego może osiągnąć tu wartość ok. 0,3 prędkości nad warstwą przyścienną. Pęcherzowi tego typu zawsze towarzyszy turbulencja przepływu w warstwie przyściennej za

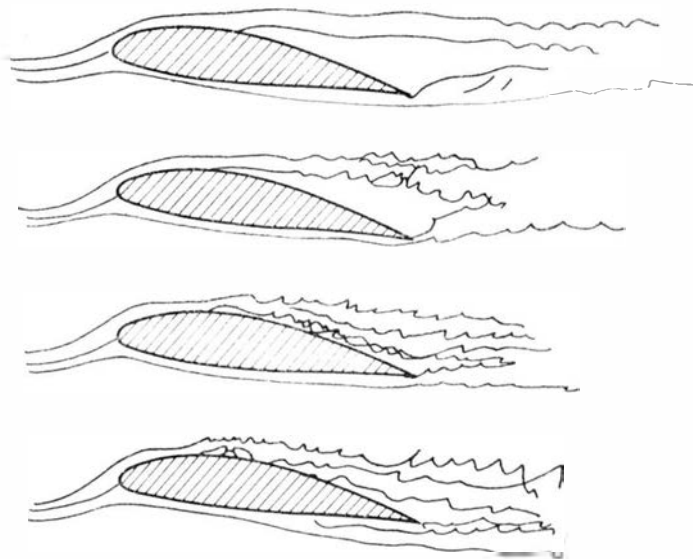


Rys. 2. Rozkład ciśnień na górnej powierzchni profilu NN1; $Re = 0,8 \cdot 10^6$; linia kropkowana — rozkład ciśnienia po likwidacji pęcherza

pęcherzem tak, że można go rozpatrywać jako jeden ze sposobów turbulencji warstwy. Omawiane lokalne oderwanie występuje na profilu w okolicach dużych zmian gra-



Rys. 3. Rozkład ciśnień na górnej powierzchni profilu NN4; $Re = 1 \cdot 10^6$; linia kropkowana — rozkład ciśnienia na profilu bez pęcherza



Rys. 4. Rozwój pęcherza laminarnego w funkcji liczby Re

dientów ciśnienia, czyli tuż za noskiem profilu przy znacznych kątach natarcia. Pęcherz taki, wg kryterium Owena-Klauffera [1], tworzy się, gdy liczba Reynoldsa $Re = \frac{V_s \delta_2}{\nu}$

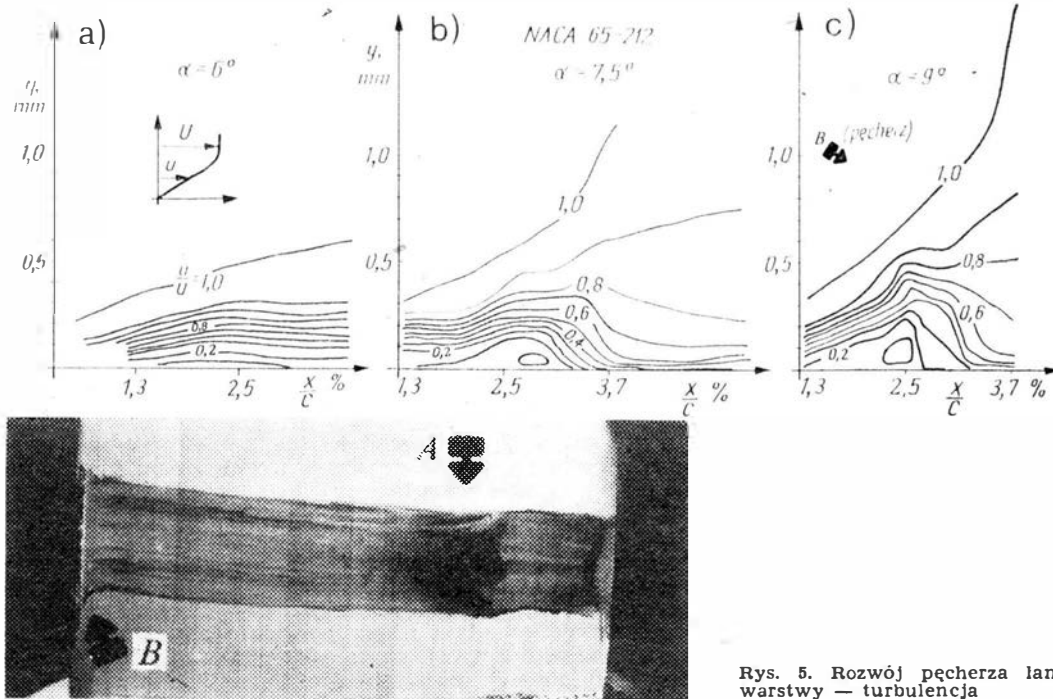
oparta na grubości straty pędu, jest większa od 400. Przy mniejszych liczbach Re może powstać inny rodzaj pęche-

rza, tzw. pęcherz długi. Aby powstały pęcherz był stabilny i oderwanie miało charakter lokalny (pęcherz powinien się zamknąć), współczynnik $\sigma = \frac{P_r - P_s}{\rho_{od}}$ nie może być większy niż 0,35 (kryterium Crabtree) [2].

Na rys. 2 i 3 pokazano wpływ pęcherza krótkiego i długiego na rozkład ciśnienia na górnej powierzchni profilu, załączono również fotografie wizualizacji pęcherzy. Gdy współczynnik σ będzie większy niż 0,35, nastąpi pęknięcie pęcherza i oderwanie warstwy przyściennej od profilu. Jeżeli jest to pęknięcie pęcherza umieszczonego w pobliżu noska profilu, to w wyniku tego następuje gwałtowny

strumienia przybliżyć się do powierzchni profilu aż do przylgnięcia przepływu do powierzchni płata (wskutek dyfuzji turbulentnej), powstaje charakterystyczny pęcherz laminarny. Z dalszym wzrostem liczby Re , w zależności od kształtu konturu profilu, pęcherz w wyniku turbulizacji przepływu może całkowicie zaniknąć. Historię rozwoju pęcherza laminarnego oderwania na profilu NACA 65-212, w zależności od kąta natarcia, pokazano za pomocą linii stałych prędkości, odpowiadającym liniom prądu rys. 5.

Nie wszystkie pęcherze zachowują się w sposób wyżej opisany, niektóre zmieniają swą długość lub wędrują, wraz ze wzrostem kąta natarcia, wzdłuż górnej powierzchni profilu ku krawędzi natarcia. Należy zauważyć, że na rys. 5a



Rys. 5. Rozwój pęcherza laminarnego; A — miejsce oderwania warstwy — turbulencja

spadek nośności, jeśli natomiast pęcherz występował w tylnej części profilu, jego pęknięcie spowoduje tylko mniejszy lub większy spadek $dC_z/d\alpha$. Inny rodzaj oderwania, występujący na profilach, na których nie występują pęcherze laminarnego oderwania, zaczyna się przy krawędzi spływu i postępuje sukcesywnie, w miarę wzrostu kąta natarcia, ku przodowi. W tym przypadku przebieg charakterystyki $C_z(\alpha)$ w okolicach α_{kryt} jest najłagodniejszy. Ten rodzaj oderwania jest najkorzystniejszy ze wszystkich przedstawionych oderwań.

Określenie miejsca oderwania warstwy turbulentnej na profilu jest możliwe na podstawie wielu kryteriów, z których jedno mówi, że oderwanie następuje gdy parametr

warstwy przyściennej $H = \frac{\delta_1}{\delta_2}$ osiągnie wartość 2.

Istnieją inne, bardziej skomplikowane kryteria, które jednak nie dają dużo lepszych wyników. Należy podkreślić, że tworzenie się lokalnych oderwań warstwy przyściennej na gładkich profilach występuje tylko w pewnym zakresie liczb Reynoldsa (patrz kryterium Owena-Klaufera). Szorstkość powierzchni profilu na krawędzi natarcia może przeciwdziałać powstaniu pęcherza, lecz jednocześnie likwiduje wszystkie zalety profilu laminarnego, zwłaszcza przy małych kątach natarcia.

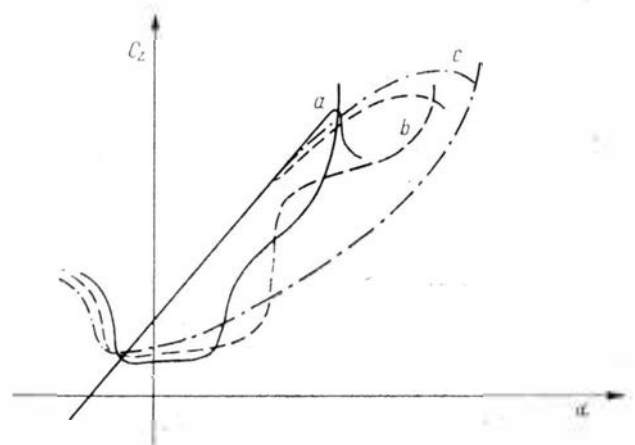
W celu wyjaśnienia mechanizmu powstania pęcherza laminarnego oderwania można posłużyć się schematem, przedstawionym przez Morkovina w [3], ilustrującym powstanie pęcherza na profilu kołowym w zakresie krytycznych liczb Reynoldsa. Schemat ten, przeniesiony na profil lotniczy, przedstawiony jest na rys. 4.

Przy małych liczbach Re całkowite oderwanie laminarnego strumienia następuje tuż za miejscem maksymalnego podciśnienia. Mała energia strumienia laminarnego jest niewystarczająca dla dalszego przepływu w kierunku wzrastającego ciśnienia. Miejsce oderwania zależy oczywiście od kształtu i kąta natarcia profilu. Oderwany strumień ulega turbulizacji dopiero w pewnej odległości za profilem.

Ze wzrostem liczby Re strefa turbulizacji oderwanego

pokazano wstępną fazę formowania się pęcherza. Tego typu deformacja pola prędkości nie powoduje utraty stateczności warstwy przyściennej, za obszarem deformacji może ona pozostać w dalszym ciągu laminarna.

Wpływ pęcherza na finalne charakterystyki profilu ilustruje rys. 6. Krzywa a odpowiada przypadkowi występowania pęcherza w pobliżu noska profilu. Po osiągnięciu krytycznego kąta natarcia pęcherz ten pęka powodując oderwanie przepływu na całej grzbietowej powierzchni profilu. Pojawieniu się pęcherza towarzyszy wzrost oporu (wyjście z siedła laminarnego) wskutek turbulizacji warstwy przyściennej na całej górnej powierzchni profilu.



Rys. 6. Wpływ pęcherza na charakterystyki profilu

Krzywa b odpowiada przypadkowi, gdy na profilu tworzy się w okolicach maksymalnej grubości profilu tzw. pęcherz długi. Pęknięcie tego pęcherza powoduje tylko częściowe oderwanie przepływu, stąd łagodniejszy przebieg krzywej C_z w okolicach $C_{z \max}$. Charakterystyczne dla tego typu profili jest pojawienie się, wraz z powstaniem pę-

cherza, uskoku na krzywej $C_z = f(\alpha)$ jeszcze przed α_{kryt} (lub tylko zmniejszenie $dC_z/d\alpha$).

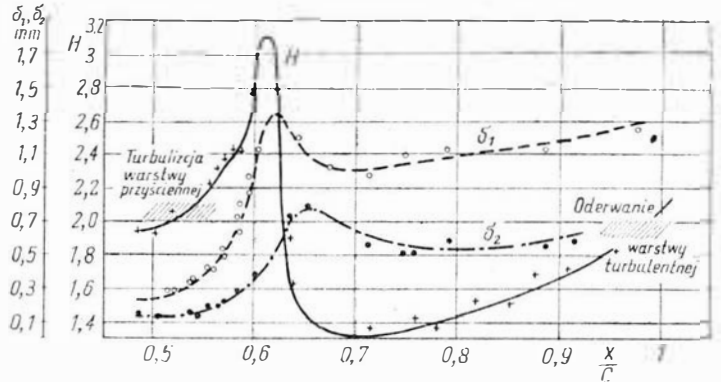
Charakterystyka typu c, najkorzystniejsza dla profili szybowców klasy standard, pozwala na osiągnięcie dużych wartości $C_{z\max}$ kosztem niewielkiego wzrostu C_x , spowodowanego wcześniejszą turbulizacją warstwy przyściennej na górnej powierzchni profilu.

O właściwościach profilu decyduje także charakter przepływu w strefie przejścia. Celowo mówimy tu o strefie przejścia, a nie o punkcie przejścia, gdyż turbulizacja przepływu nie następuje w sposób nagły i niejednokrotnie zajmuje znaczną część powierzchni profilu. Nagłe przejście, turbulizacja, następuje tylko w przypadku występowania krótkiego pęcherza, któremu zawsze towarzyszy zmiana charakteru przepływu w warstwie przyściennej.

Odmienny charakter przejścia występuje w okolicach małych (dodatnich) zmian gradientu ciśnienia. Pole prędkości w obszarze takiego przejścia pokazano na rys. 7. Przejście to w pewnych granicach zmienia w sposób przypadkowy swe położenie. Wędrówkom tym towarzyszy silne doładowanie dolnych partii warstwy przyściennej tak, że powstawała za tym przejściem turbulentna warstwa przyściennej charakteryzuje się dużym zapasem energii i dobrą statecznością. W przejściu tego typu nie obserwuje się silnych deformacji pola prędkości średnich, a występu-

stwo to sugeruje możliwość generacji tego typu przejścia przez oscylujące zakłócenia przepływu.

Przeprowadzone badania wykazały, że zakłócenia takie rzeczywiście występują i są ściśle powiązane ze zjawiskami towarzyszącymi opływowi profilu.

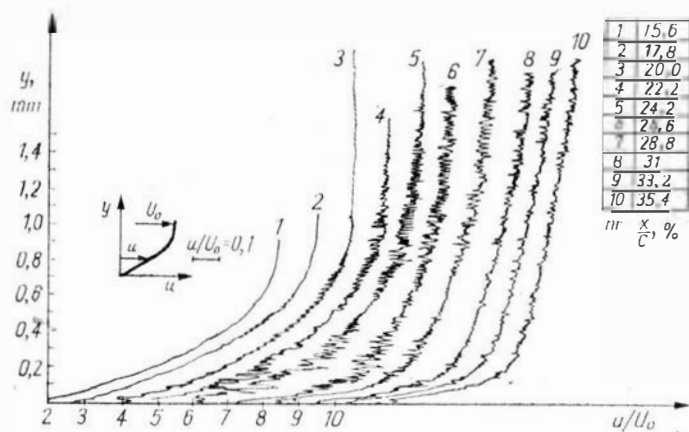


Rys. 9. Parametry warstwy przyściennej na profilu Fx 67-K17 0; $\alpha = 7^\circ$, $\beta = 0^\circ$, $Re = 0,4 \cdot 10^6$

Przedstawiony, za pomocą parametrów warstwy przyściennej $\delta_1/\delta_2 = H$ na rys. 9 charakter opływu profilu wskazuje na występowanie oderwania przy krawędzi spływu, które to oderwanie jest źródłem zakłóceń przepływu wokół profilu.

Analizując opływ profilu widzimy, że pulsacje obszaru oderwania związane ze spływaniem wirów powodują oscylacje punktu wejścia na nosku profilu. Oscylacje te, choć nieduże, decydują o stateczności laminarnej warstwy przyściennej. Poszczególne fazy zachodzących zmian i ich wzajemne powiązanie wyjścia przedstawia rys. 10.

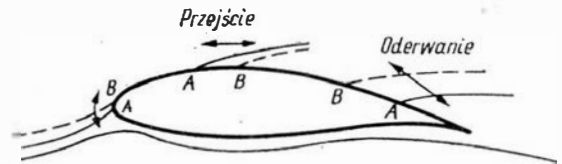
W wyniku spływania wiru (strumień silniej przylega do płata) rośnie cyrkulacja, następuje obniżenie się punktu wejścia, natomiast tworzenie się wiru (odpychanie strumienia od płata) powoduje spadek cyrkulacji i przesunięcie punktu wejścia ku górze. Przy wyższym położeniu punktu wejścia opływ noska powoduje mniejsze zaburzenia strumienia, a tym samym późniejszą turbulizację warstwy przyściennej (początek strefy przejścia przesuwa się do tyłu), przy niższym położeniu punktu wejścia jest odwrotnie. Niższemu położeniu punktu wejścia (punkt A) odpowiada wcześniejsze pojawienie się przejścia A i póź-



Rys. 7. Profile prędkości w strefie przejścia

jące pulsacje prędkości są wynikiem oscylacji początku strefy przejścia.

Przedstawiony na rys. 8 profil prędkości w strefie przejścia posłuży nam do analizy zachodzących zmian. Charakter pulsacji prędkości wyjaśniają oscylogramy, wykonane w górnej, środkowej i dolnej partii warstwy przyściennej. W czasie t_1 przepływ ma charakter laminarny — rozkład prędkości paraboliczny (linia 1), natomiast w czasie t_2 przepływ ma charakter turbulentny (linia 2). W strefie przejścia występuje wzajemne zwalczanie się przepływu laminarnego i turbulentnego. Zmiana charakteru przepływu jest wynikiem wcześniejszej lub późniejszej utraty stateczności przepływu laminarnego w warstwie przyściennej. Obserwuje się tu wiele cech charakterystycznych dla klasycznego przejścia na płaskiej płycie, zachodzi analogia w fizycznym opisie pulsacji prędkości na profilu z charakterystycznymi, dla zaburzających fal Tollmiena-Schlichtinga, pulsacjami prędkości na płaskiej płycie. Podobień-



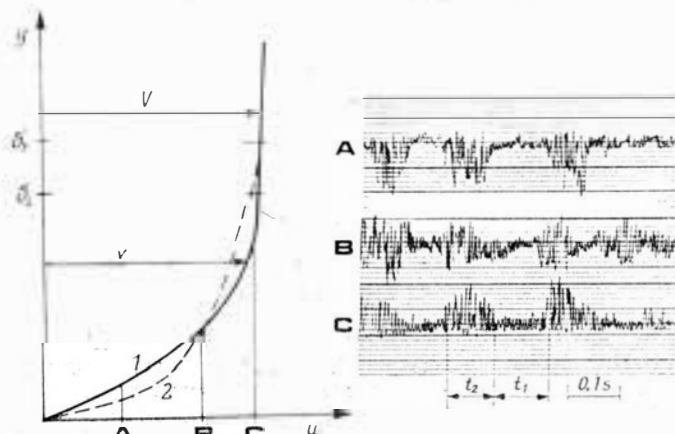
Rys. 10. Schemat zmian opływu profilu

niejsze oderwanie A — wcześniej powstała turbulentna warstwa przyścienne ma większą energię i w efekcie następuje późniejsze oderwanie. Między punktem wejścia na nosku profilu a oderwaniem przy krawędzi spływu zachodzi sprzężenie zwrotne — oderwanie steruje punktem wejścia, a jednocześnie punkt wejścia wpływa na początek oderwania. Oba te zjawiska są od siebie ściśle uzależnione.

Opisanymi wyżej zjawiskami przepływu w warstwie przyściennej można sterować przez właściwy dobór kształtu profilu. Chcąc uzyskać możliwie dużą stateczność warstwy przyściennej w szerokim zakresie kątów natarcia, musimy zapewnić określone zmiany gradientu ciśnienia wzdłuż cięciwy w funkcji zmiany kąta natarcia. Przy klasycznych rozwiązaniach kształt profilu dobiera się do zadanego, przy danym kącie natarcia, rozkładu ciśnienia. Typowe rozkłady zmiany ciśnienia wraz ze zmianą kąta natarcia pokazuje rys. 11.

Na rys. 11a pokazano rozkład ciśnienia na profilu, na którego górnej powierzchni wystąpi pęcherz długi położony za maksymalną grubością profilu stopniowo, wraz ze wzrostem kątów natarcia, przemieszczający się do przodu aż do przeobrażenia się po przekroczeniu kątów krytycznych w pęcherz krótki z wyraźnym wirum recyrkulacyjnym.

Rys. 11b pokazuje zmianę rozkładu ciśnienia na profilu cienkim z wcześnie tworzącym się przy wroście kąta natarcia krótkim pęcherzem umiejscowionym od razu w po-



Rys. 8. Zmiana profilu prędkości w strefie przejścia



Mały samolot komunikacyjny

KONSTRUKCJA. Całkowicie metalowy dwusilnikowy dolnopłat z chowanym podwoziem.

Płat. Obrys trapezowy, profil NACA 63A418 u nasady i NACA 63A412 przy końcówce, wznios 7° , kąt zaklinowania 2° u nasady, 0° przy końcówce. Konstrukcja trzyczęściowa, półskorupowa, dwudźwigarowa, całkowicie metalowa fail safe. W kesonie międzydźwigarowym między kadłubem a gondolami silnikowymi mieszczą się wnęki podwozia głównego (zamykane dwudzielnymi pokrywami), zaś na zewnątrz gondol silnikowych — integralne zbiorniki paliwowe. Konstrukcja kesonu klejona. Gondole silnikowe o konstrukcji półskorupowej i przekroju rurowym. Spływowe części skrzydeł nitowane. Kłapy metalowe, dwuszczelinowe składają się z czterech segmentów. Lotki metalowe typu Friese zaopatrzone w klapki wyważające. Na noskach skrzydeł instalacja przeciwoślodzieniowa. W noskach na zewnątrz gondol silnikowych umieszczone są także reflektory. Środkowa część skrzydła złączona na stałe z kadłubem, ograniczona do dźwigarów połączonych ze wzmocnionymi wręgami kadłuba.

Kadłub. Przekrój kołowy, klasyczna konstrukcja skorupowa ze stopów lekkich, płyty pokryć frezowane chemicznie, nitowane. W nosku kadłuba miejsce na radar meteorologiczny, za nim wnęka podwozia przedniego i przedział wyposażenia radioelektronicznego, dostępny przez dwa luki boczne. Przednia wręga szczelna, odgraniczająca ciśnieniową część kadłuba, jest nieco nachylona. Kabina pilotów z miejscami obok siebie, wyposażona w zdwojone tablice przyrządów i centralnie umieszczoną konsolę sterowania zespołami napędowymi i instalacjami. Oszklenie kabiny tworzy śledem płaskich szyb, trzy przednie wyposażone są w wycieraczki i instalację przeciwoślodzieniową. Kabina pasażerska mieści w zależności od wersji 8-19 foteli — w dwóch rzędach z przejściem pośrodku. Wnętrze kabiny oświetlone jest przez siedem par owalnych okien. Wejście do kabiny znajduje się w jej tylnej części z lewej strony kadłuba i jest zaopatrzone w otwierane hydraulicznie drzwi — trap (z integralnymi schodkami). W tylnej części kabiny pasażerskiej, naprzeciw drzwi, może być umieszczona toaleta; za nią znajduje się bagażnik. Tylna część kabiny ma kształt stożkowy. Tylna wręga usytuowana jest w przekroju, w którym wchodzi do kadłuba tylny dźwigar statecznika. Ciśnieniowa część kadłuba jest klimatyzowana.



Usterzenie. Usterzenie w układzie krzyżowym, obrisy usterzeń trapezowe, usterzenie pionowe skośne. Konstrukcja statecznika wielodźwigarowa, metalowa. Stery metalowe, wyposażone w klapki wyważające, wyważone masowo i odciążone aerodynamicznie. Na noskach stateczników instalacja przeciwoślodzieniowa.

Sterowanie. Lotki i stery — układ popychaczowo-linkowy (zaprojektowany wg wymagań amerykańskich), kłapy napędzane hydraulicznie, klapki wyważające — elektrycznie.

Podwozie. Trójzespolowe, chowane hydraulicznie do kadłuba (przednie) i skrzydeł (główne). Goleń podwozia przedniego teleskopowa, koła bliźniacze. Golenie podwozia głównego teleskopowe z kołami pojedynczymi. Na goleniach nożycowe prostowody. Amortyzacja olejowo-gazowa, amortyzatory w goleniach. Wymiary ogumienia: przednie 6,00÷6, główne 28 X 9,00÷22. W podwoziu wykorzystano elementy pochodzące z samolotu HS-125. Koła podwozia głównego wyposażone w hydrauliczne hamulce tarczowe z urządzeniem przeciwoślizgowym.

Zespół napędowy. Dwa silniki turbosmigłowe Garrett-AiRescarch TPE 331-10 o mocy 671 kW każdy. Śmigła metalowe czteropłatowe o zmiennym skoku Dowty-Rotol z możliwością odwracania ciągu i ustawiania w chorażliwie.

Instalacje. Paliwowa — skrzydłowe zbiorniki integralne o łącznej pojemności 1745 l; istnieje możliwość zawieszenia zbiorników dodatkowych na końcach skrzydeł. Hydrauliczna — ciśnienie robocze 13,8 MPa, dwie pompy na silnikach, pompy awaryjne ręczne. Elektryczna — zasilą odbiorniki

pokładowe. Klimatyzacyjna — zasilana z upustów na sprężarkach silników tworzy dwa niezależne obwody, z których każdy jest wystarczający do zapewnienia odpowiednich parametrów powietrza wewnątrz kabiny. Tlenowa — maski indywidualne. Przeciwoślodzieniowa — pneumatyczna na noskach skrzydeł i usterzeń, szyby kabiny ogrzewane elektrycznie (warstwa przewodząca).

Wyposażenie. Typowe wyposażenie wymagane przez przepisy dla samolotów tej klasy.

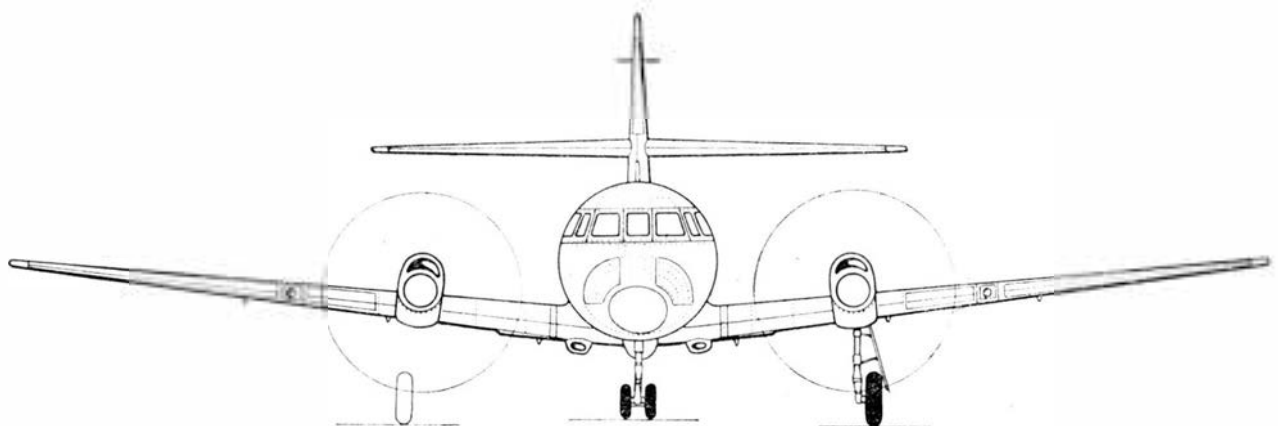
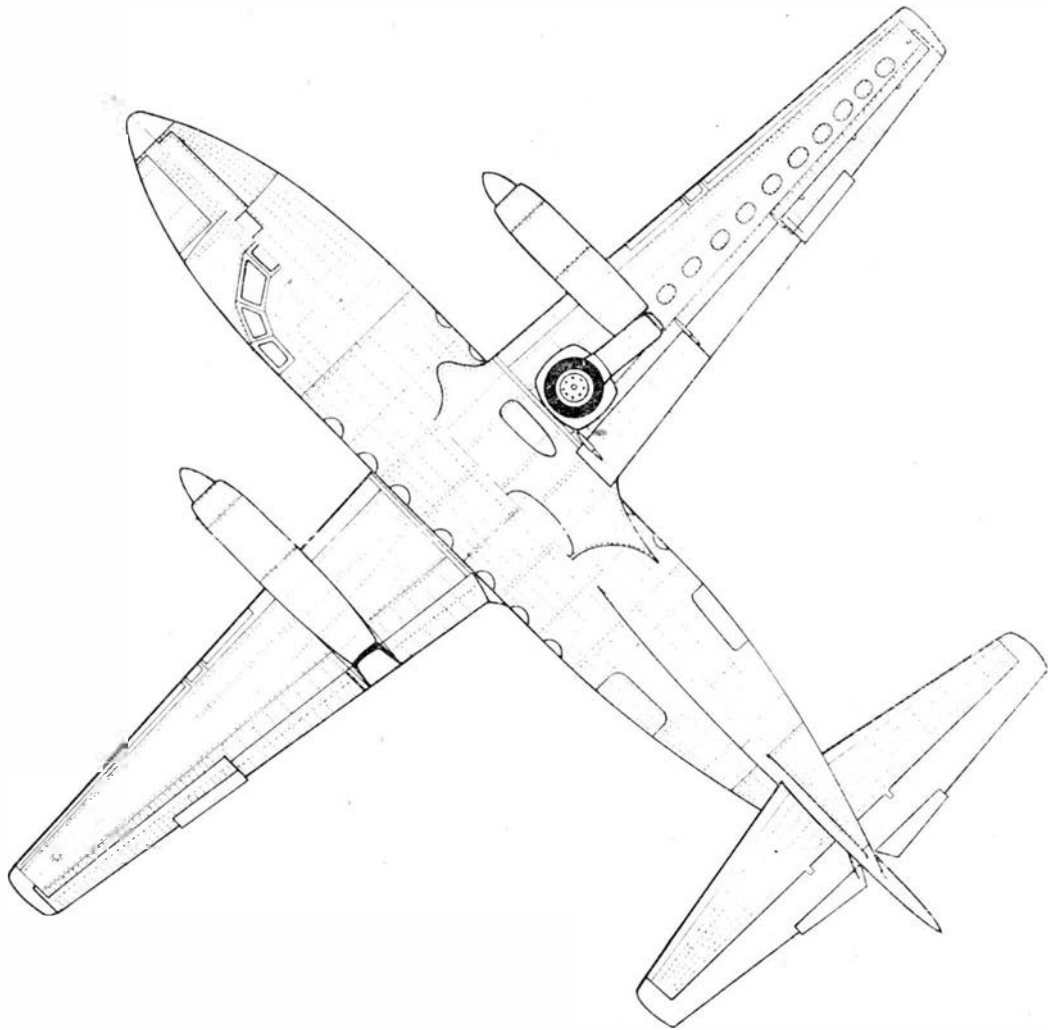
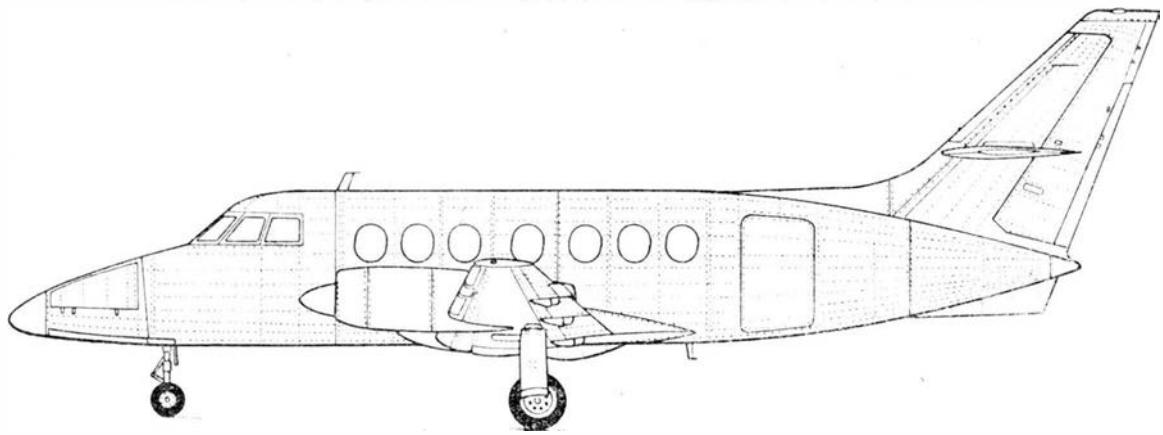
ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Samolot Jetstream zaprojektowano w 1966 r. przyjmując od początku założenie, że jego głównym odbiorcą będzie USA. Pierwsze zamówienie oplewano na 20 maszyn, co było wystarczające do podjęcia prac konstrukcyjnych. Pierwszy prototyp oblatano latem 1967 r. Podczas jego prób napłynęły dalsze zamówienia na 165 egz. od odbiorców amerykańskich. Wiosną 1968 r. samolot otrzymał certyfikaty w W. Brytanii i USA. Widząc obiecujące perspektywy na rynku amerykańskim (zwłaszcza przy równoczesnym ulokowaniu na tym rynku samolotu HS-125), firma Hawker Siddeley poczyniła przygotowania do produkcji wynoszącej 10 szt. miesięcznie (w kooperacji z firmą Scottish-Aviation). Część samolotów od 10 lat stała zakonserwowana. Odnowiono je i nazwano Jetstream 31. Przewiduje się, że Jetstream 31 produkowany będzie w trzech wersjach: Commuter (18÷19 pasażerów), Corporate (8÷10 pasażerów) i Special (komunikacja wojskowa). Samolot certyfikowany wg przepisów FAR 23, FAR 24 i FAR 25. Oblot Jetstreama 31 odbył się 28.03.1980 r. Pierwszy egz. seryjny oblatano 18.3.1982 r.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	15,85 m
Długość	14,37 m
Wysokość	5,32 m
Długość kadłuba	13,40 m
Cięciwa skrzydła u nasady	2,19 m
Cięciwa skrzydła przy końcówce	0,80 m
Rozpiętość usterzenia	6,60 m
Baza podwozia	4,60 m
Rozstaw podwozia	5,94 m
Średnica kadłuba	1,98 m
Średnica śmigła	2,69 m
Długość wnętrza kabiny	7,32 m
Szerokość wnętrza kabiny	1,83 m
Wysokość wnętrza kabiny	1,20 m
Powierzchnia skrzydeł	25,08 m ²
Powierzchnia lotek	1,52 m ²
Powierzchnia kłap	3,25 m ²
Powierzchnia usterzenia pionowego	7,72 m ²
Powierzchnia usterzenia poziomego	7,80 m ²
Powierzchnia podłogi kabiny	8,35 m ²

Pojemność wnętrza kabiny	16,92 m ³
Pojemność bagażnika	1,94÷2,53 m ³
Wydłużenie skrzydła	10,0
Masa własna	3450 kg
Masa do startu i lądowania maks.	6400 kg
Masa do kołowania	6450 kg
Masa bez paliwa	6100 kg
Obciążenie powierzchni nośnej	255,18 kg/m ²
Obciążenie mocy	7,43 kg/kW
Prędkość przelotowa maks.	488 km/h
Prędkość przelotowa	469 km/h
Prędkość przeciągnięcia (z kłapami)	179 km/h
Wznoszenie maks. (H = 0)	11,3 m/s
Wznoszenie (H = 0, na 1 silniku)	2,7 m/s
Pułap	9630 m
Pułap na 1 silniku	4665 m
Start na 15 m	858 m
Lądowanie z 15 m	818 m
Zasięg (pełne paliwo, 6 pasażerów, rezerwa 30 min)	2053 km
Zasięg (18 pasażerów, 30 min rezerwy)	778 km

T.M.





Lekki samolot do szkolenia i treningu

KONSTRUKCJA. Dwumiejscowy, dwusilnikowy odrzutowy grzbietopłat o konstrukcji mieszananej z chowanym podwoziem.

Plat. Obrys prostokątny, profil Wortmann FX-67K-170, wznios 2°, kąt zaklinowania 1°9'. Konstrukcja dwudzielna, jednodźwigarowa, skorupowa. W noskach skrzydeł integralne zbiorniki paliwowe. Lotki metalowe, czterosegmentowe, różnicowe, wyważone aerodynamicznie, mogą być wychylane razem z klapami (jako klapolotki), zajmują 34% rozpiętości. Klapy czterosegmentowe, metalowe, zajmują 57% rozpiętości. Przed klapami na górnej powierzchni skrzydła umieszczone są wąskie, wychylane do góry metalowe hamulce — spoilerzy o działaniu sprzężonym z działaniem klapy. Płyty spoilerów zajmują łącznie 40% rozpiętości. Końcówki skrzydeł w przedniej części zaokrąglone i zagięte ku dołowi. W pobliżu końcówek w noskach skrzydeł umieszczone są reflektory. Pod każdym skrzydłem dwa punkty mocowania wyposażenia podwieszanego.

Kadłub. Przekrój owalny, kształt spłaszczonej kropłowej kapsuły w części przedniej, część tylna w postaci płaskiej z obu stron belki ogonowej niosącej usterzenie. Kapsuła kadłuba konstrukcji skorupowej, laminatowej, ze wzmocnieniami metalowymi wprowadzającymi siły skupione. Belka ogonowa ze stopu lekkiego. W kapsule kadłuba mieści się kabina pilotów z miejscami obok siebie; pozycja pilotów półleżąca (jak w szybowcu). Pod tablicą przyrządów wnęką podwozia przedniego. Za kabiną pilotów w dolnej części kadłuba wnęką podwozia głównego, nad nimi zespoły instalacji, a dalej ku tyłowi zespół napędowy i mocowanie belki ogonowej. Oszklenie kabiny podobne do stosowanych w szybowcach — stały wiatrochron i otwierana ku tyłowi osłona. Na grzbiecie kapsuły wlot powietrza (typu NACA) zasilającego zespół napędowy. Belka ogonowa o przekroju prostokątnym wyraźnie zadarta ku górze, tworząca integralną całość ze statecznikiem pionowym. We wnęcie za fotelami pilotów umieszczone jest wyposażenie radiowe i radionawigacyjne.

Usterzenie. Usterzenie w układzie T, obrys usterzenia poziomego prostokątny, pionowego — trapezowy. Ster wysokości z części obrabianych metodą trawienia chemicznego. Pozostałe elementy — klasyczna konstrukcja metalowa.



Sterowanie. Sterownice zdwojone, pedały regulowane w locie. Sterowanie lotkami i spoilerami — układ popychaczowy, klapy napędzane elektrycznie; układ wychylania klapy sprzężony z napędem spoilerów i lotek. Stery napędzane popychaczami, w układzie steru wysokości sprężyna wyważająca napinana siłownikiem elektromechanicznym w stateczniku pionowym. Ster wysokości wyważony masowo.

Podwozie. Trójkolowe, chowane elektrycznie do kadłuba. Golenie podwozia głównego sprężyste, laminatowe. Amortyzacja podwozia przedniego za pomocą gumowych elementów sprężystych ściskanych. Koło przednie sterowane typu TOST, wymiar 0,260 × 0,085 m; koła główne Cleveland, ogumienie GoodYear 5,00÷5 sześciowarstwowe. Tarczowe hamulce hydrauliczne na kołach głównych.

Zespół napędowy. Dwa silniki odrzutowe KHD T 317 (w prototypie; w seryjnych samolotach przewidziane silniki Microturbo TRS18) o ciągu 1,1 kN każdy. Silniki obudowane przegrodami ogniowymi. Dostęp do silników po odjęciu górnych pokryw tylnej części kapsuły kadłuba. Zasilanie powietrzem przez wlot centralny rozgałęziający się na dwa kanały.

Instalacje. Paliwowa — skrzydłowe zbiorniki integralne o łącznej pojemności 250 l, zbiorniczek rozchodowy w kadłubie pozwa-

lający na 30 s lotu odwróconego. Olejowa — pojemność 0,8 l. Elektryczna — dwa prądorozruszniki Microturbo 800 W lub KHD 1,2 kW, napięcie 28 V, akumulator 24 V/18 Ah. Tlenowa — pojemność butli 5,6 l.

Wyposażenie. Radiostacja Collins Microline, radiobusola Pro-line, zestaw niezbędnych przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych i kontrolnych.

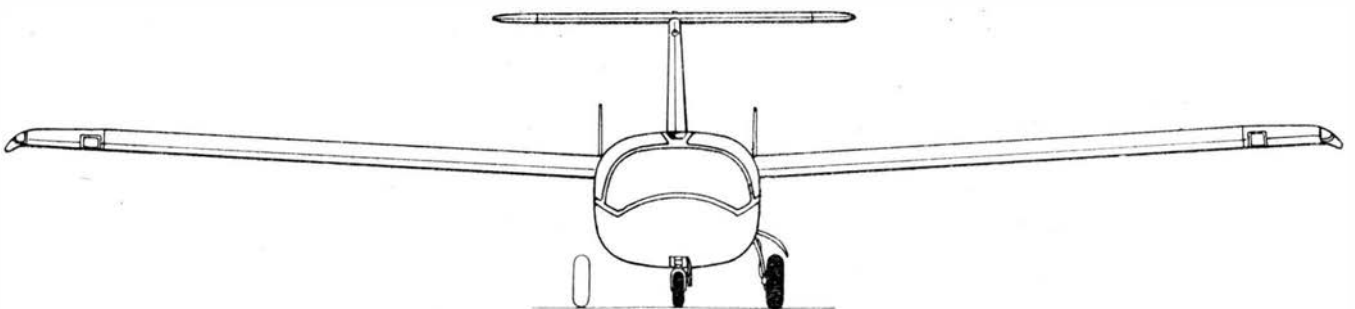
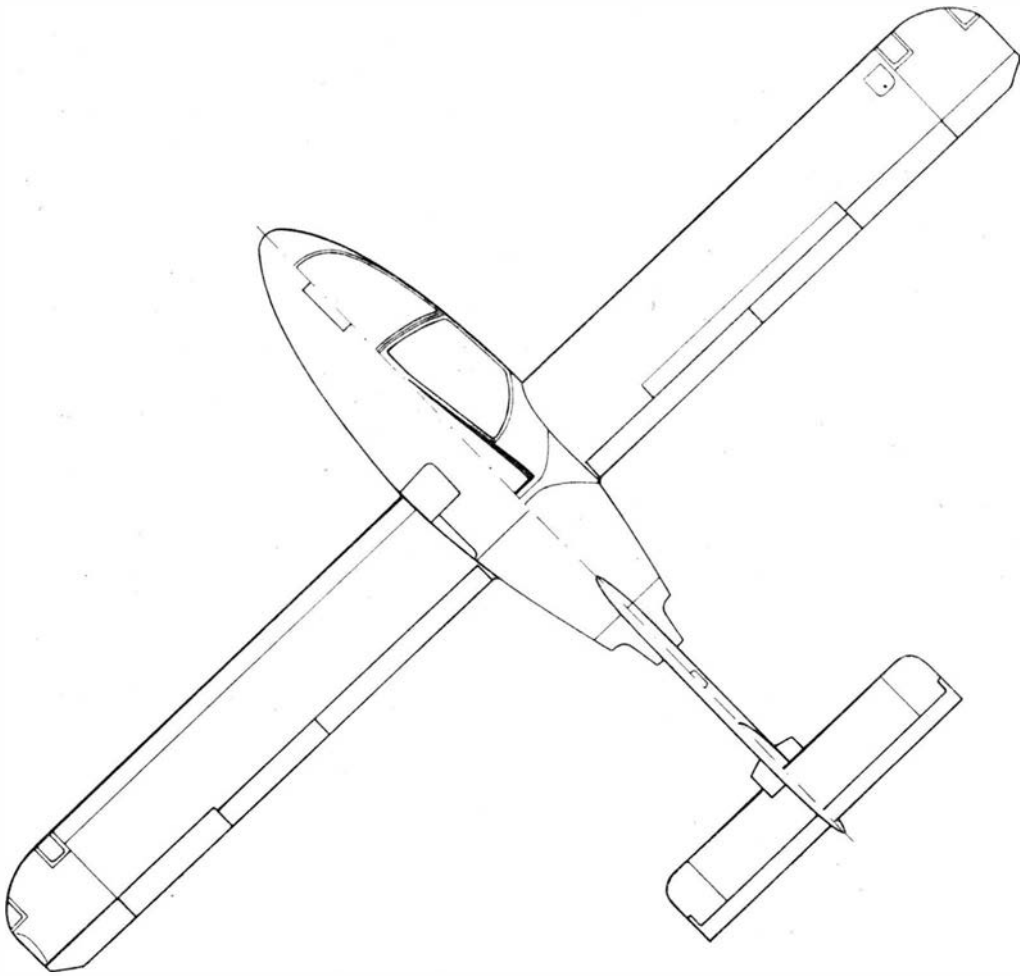
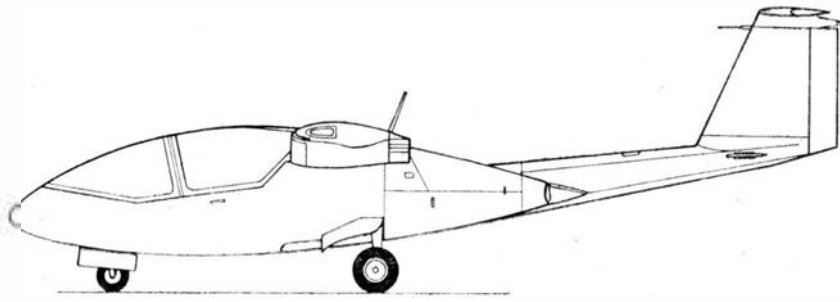
Uzbrojenie. Uzbrojenia stałego brak. Możliwość podwieszania pod skrzydłami różnego rodzaju uzbrojenia (zasobniki z bronią strzelecką, raketową, bomby) lub pojemników z aparaturą do prowadzenia rozpoznania. Istnieje także możliwość podwieszania zbiorników dodatkowych.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Caproni Vizzola C22J jest nową konstrukcją opracowaną w oparciu o doświadczenia uzyskane podczas prób zabudowy silników odrzutowych na szybowcu Calif. Prace konstrukcyjne prowadzono pod koniec lat siedemdziesiątych, samolot oblatano 21.7.1980 r. Opracowanie jest inicjatywą firmy Caproni, prace podjęto bez konkretnego zamówienia. Jest to nowatorskie, bardzo interesujące rozwiązanie małego, taniego samolotu do szkolenia i treningu pilotów wojskowych samolotów odrzutowych.

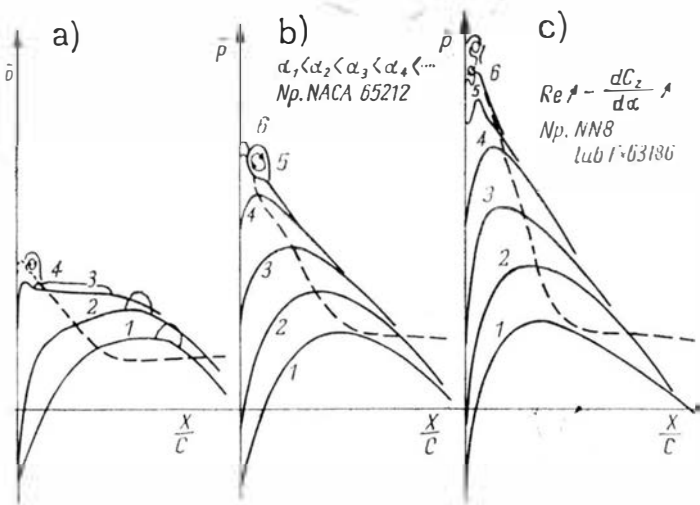
DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	10,00 m
Długość	6,19 m
Wysokość	1,88 m
Cięciwa skrzydła	0,90 m
Rozpiętość usterzenia	3,66 m
Baza podwozia	1,81 m
Hozstaw podwozia	1,81 m
Szerokość kadłuba	1,23 m
Powierzchnia skrzydła	8,75 m ²
Powierzchnia lotek	0,72 m ²
Powierzchnia klapy	0,82 m ²
Powierzchnia spoilerów	0,57 m ²
Powierzchnia statecznika pionowego	0,81 m ²
Powierzchnia steru kierunku	0,23 m ²
Powierzchnia usterzenia poziomego	1,40 m ²
Powierzchnia steru wysokości	0,34 m ²
Masa własna	510 kg
Masa paliwa	220 kg
Masa do startu i lądowania maks.	1100 kg
Masa maks. na podwieszeniach	200 kg
Obciążenie powierzchni nośnej maks.	126 kg/m ²

Obciążenie ciągu maks.	500 kg/kN
Prędkość dopuszczalna	700 km/h
Prędkość przelotowa maks. (H = 0)	530 km/h
Prędkość przelotowa maks. (H = 4880 m)	470 km/h
Prędkość dopuszczalna manewrowa V _A	405 km/h
Prędkość maks. z całkowicie otwartymi spoilerami	330 km/h
Prędkość ekonomiczna (H = 3050 m)	300 km/h
Prędkość dopuszczalna do lądowania maks.	200 km/h
Prędkość przeciągnięcia (z klapami)	128 km/h
Wznoszenie maks. (H = 0)	9,2 m/s
Wznoszenie na jednym silniku (H = 0)	2,95 m/s
Czas wznoszenia na 5000 m	12 min
Pułap	9000 m
Pułap na jednym silniku	6500 m
Rozbieg	350 m
Start na 15 m	550 m
Lądowanie z 15 m	800 m
Zasięg maks.	1060 km
Długotrwałość lotu maks.	3 h 18 min
Współczynniki obciążeń konstrukcji	n = +7,0 do -3,5

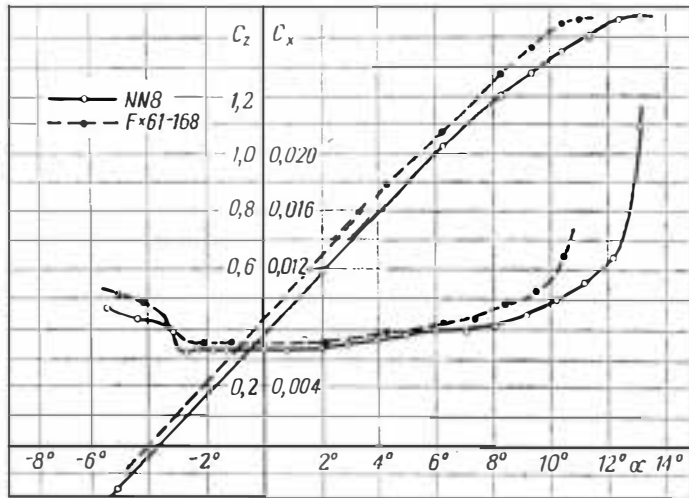


blizu noska. Profile te mają głębokie siodło laminarne i stosunkowo niewysoki $C_{z\max}$ oraz ostrą charakterystykę przeciągnięcia.



Rys. 11. Schematy rozkładów ciśnień na górnej powierzchni profili: a) głębokie siodło, mały $C_{x\min}$, mały $C_{z\max}$; b) przejście bezpęcherzowe do $C_z(\alpha)$ bez załamań rośnie wraz ze wzrostem Re ; dla małych Re tak jak naschemacie a); c) duże $C_{z\max}$; $C_x(\alpha)$ bez siodła laminarnego w zakresie dodatnich kątów natarcia; linia ciągła — rozkład ciśnień przed oderwaniem; linia przerywana — rozkład ciśnień po oderwaniu

Natomiast dla rozkładu ciśnień pokazanego na rys. 11c pęcherz może się pojawić tylko przy krawędzi natarcia dopiero na bardzo dużych kątach natarcia. Wcześniej (już przy znacznie mniejszych kątach natarcia), w okolicy punktu wejścia, następuje turbulizacja warstwy przysięciennej obejmując całą grzbietową część powierzchni profilu, co jest przyczyną, że profile takie, w zakresie dodatnich kątów natarcia nie mają wyraźnych granic siodła laminarnego. Tego rodzaju zmiana rozkładu ciśnień jest obserwowana m.in. na profilach Fx 63-168 i NN 8, które najlepiej nadają się dla szybowców klasy standard, mają one duże $C_{z\max}$ przy niewielkim wzroście C_x i prawidłową charakterystykę oderwania.



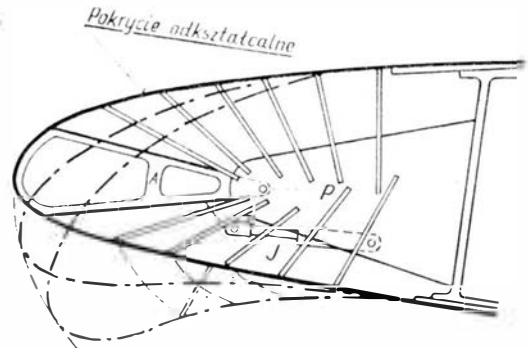
Rys. 12. Charakterystyki aerodynamiczne profilu NN 8 i Fx 61-168

Ogólnej ocenie właściwości aerodynamicznych profili reprezentujących poszczególne typy charakterystyk posłużyc mogą następujące dane: typ pierwszy stanowią profile optymalizowane pod kątem wartości $C_{x\min}$, mają one przy $Re = 1,5 \times 10^6$ $C_{x\min} = 0,0055$ oraz $C_{z\max} = 0,9$; typ drugi dla tej samej liczby Re ma $C_{x\min}$ ok. 0,0060 i $C_{z\max} = 1,2$; typ trzeci $C_{x\min} = 0,0065$ i $C_{z\max} = 1,45$. Z porównania wynika, że przy stosunkowo małym, ok. 15% zwiększeniu $C_{x\min}$ osiągnięto zwiększenie $C_{z\max}$ o ok. 60%.

Dla przykładu, na rys. 12 pokazano charakterystyki profilu Fx 61-168 i NN 8. Ten ostatni profil jest modyfikacją profilu Fx 61-168 obejmującą część przednią i partię spływową, dzięki temu uzyskano zmniejszenie momentu o ok. 30%, lepsze usytuowanie siodła i mniejszy o ok. 5% $C_{x\min}$.

Oceniając profile pod kątem zastosowań praktycznych należy zwrócić uwagę na różną czułość profili na zmiany kształtu w obszarach, w których występują większe krzywizny konturu, a w szczególności konturu noska i jego otoczenia. Dla pewnych typów profili bardzo małe niedokładności odwzorowania i nieznaczna nawet chropowatość powierzchni powodować mogą wyraźne zmiany w ukształtowaniu siodła laminarnego oraz wzrost $C_{x\min}$ i obniżenie $C_{z\max}$.

Należy podkreślić, że dla profili stosowanych do szybowców klasy standard istotną cechą jest, aby $C_{x\min}$ przypadła dla C_z nie większego niż 0,1, co może być trudne do osiągnięcia w przypadku profilu o dużym wysklepieniu szkieletowej (warunek uzyskania wysokiej nośności). Profile, do których można stosować mechanizację mogą „pre-



Rys. 13. Nosek profilu o zmiennej geometrii

chodzić” z jednego typu charakterystyki na drugi w zależności od konfiguracji i zakresu C_z . Korzystne więc może być stosowanie profilu o typie charakterystyki, jak a na rys. 6. Uzyskanie charakterystyk typu c można osiągnąć przez zastosowanie odkształcalnego noska. Rozwiązanie takiego noska pokazano na rys. 13 [6].

Dokładne badania tak odkształcalnego noska profilu przewidziane są w planie prac Zakładu Aerodynamiki.

LITERATURA

1. P. R. OWEN, L. KLAUFER: On the Laminar Boundary layer Separation from the Leading Edge of Thin Airfoil. RAE Re. Aero 2508. Oct. 1953.
2. L. F. CRABTREE: The Formation of Regions of Separated Flow on Wing Surfaces. ARC Technical Report R and M 3122, 1959.
3. A. J. REYNOLDS: Turbulent Flows in Engineering. John Wiley and Sons, London 1974.
4. J. OSTROWSKI, S. SKRZYŃSKI, M. LITWIŃCZYK: Omówienie wyników badań związanych z konstruowaniem profili laminarnych dla szybowców wyczynowych. ABM, t. XXV, z. 1, 1978 r.
5. J. OSTROWSKI: Właściwości opływu płatów skośnych w zakresie krytycznych kątów natarcia. ABM, t. VII, s. 4. 1950 r.
6. D. KÜCHEMANN: The aerodynamic design of aircraft. Pergamon press, 1978 r.

Międzynarodowe normy zdatości do lotów statków powietrznych Aneks 8 do Konwencji o Międzynarodowym Lotnictwie Cywilnym (III)

c. Długotrwałość

Należy wykonać odpowiednie próby długotrwałości pracy silnika przy takich mocach, ciągach, obrotach i innych warunkach pracy silnika, jakie są konieczne do wykazania niezawodności i trwałości silnika. Próby powinny obejmować również przypadki pracy w warunkach przekraczających określone ograniczenia w takim zakresie, w jakim mogą one być przekroczone podczas użytkowania.

Rozdział 6. Śmigła

6.1. Zakres zastosowania

Normy rozdz. 6 stosują się do śmigieł wszystkich typów.

6.2. Projektowanie, konstrukcja i działanie

Kompletny zespół śmigłowy, łącznie z wyposażeniem, należy zaprojektować i wykonać w taki sposób, aby działał on prawidłowo w zakresie jego użytkowych ograniczeń zgodnie z przewidywanymi warunkami użytkowania pod warunkiem, że został on właściwie zabudowany do silnika i połączony z instalacjami samolotu oraz że odpowiada wymaganiom rozdz. 7.

6.3. Obroty, warunki i ograniczenia

Należy określić zakresy obrotów i wszystkie pozostałe warunki użytkowania i ograniczenia, których celem jest regulowanie pracy śmigła.

6.4. Próby

Śmigło określonego typu powinno przejść pomyślnie takie badania, które są niezbędne do upewnienia się, że będzie ono pracowało prawidłowo i niezawodnie w zakresie określonych obrotów, warunków i ograniczeń. Próby powinny uwzględniać co najmniej następujące przypadki:

a. Sprawność

Próby powinny wykazać, że charakterystyki dotyczące wytrzymałości na drgania i przekraczania dopuszczalnych obrotów są właściwe oraz udowodnić prawidłowość i niezawodność działania mechanizmu zmiany kąta ustawienia łopaty śmigła.

b. Długotrwałość

Należy wykonać próby dostatecznej długości w zakresie takich mocy, obrotów i innych warunków użytkowania, jakie są konieczne do wykazania niezawodności i trwałości śmigła.

Rozdział 7. Zabudowa zespołu napędowego

7.1. Wymagania ogólne

7.1.1. Stosowane normy

Zabudowa zespołu silnikowego powinna być zgodna z normami rozdz. 4 i 7.

7.1.2. Zgodność z ograniczeniami silnika i śmigła

Zabudowa zespołu napędowego powinna być tak zaprojektowana, by silniki i śmigła (jeśli są) były zdadne do pracy w przewidywanych warunkach użytkowania. W zakresie warunków zawartych w instrukcji użytkowania w locie samolot powinien być zdalny do lotów bez przekroczenia ograniczeń w odniesieniu do silników i śmigieł zgodnie z rozdz. 5, 6 i 7.

7.1.3. Sterowanie obrotami silnika

W takich układach, w których stałe obroty silnika, wywołujące usterki w pracy, mogłyby wywołać niebezpieczeństwo pożaru lub poważne uszkodzenie konstrukcji silnika, należy przewidzieć środki, za pomocą których załoga mogłaby zatrzymać silnik w locie lub zmniejszyć jego obroty do bezpiecznej wielkości.

7.1.4. Ponowne uruchomienie silnika

Należy przewidzieć środki w celu ponownego uruchomienia silnika na dowolnej wysokości aż do określonej wysokości maksymalnej.

7.2. Rozmieszczenie i działanie

7.2.1. Niezależność jednostek napędowych

Zespół napędowy powinien być tak rozmieszczony i tak zabudowany, by każda jednostka napędowa, wspólnie z należącymi do niej układami, mogła być sterowana i mogła

pracować niezależnie od innych jednostek. Jednocześnie musi istnieć co najmniej jeden układ zespołu napędowego, w którym dowolna usterka — nawet jeżeli możliwość jej wystąpienia jest bardzo odległa — nie spowoduje spadku mocy o wartość większą niż ma to miejsce w przypadku całkowitego uszkodzenia krytycznej jednostki napędowej.

7.2.2. Drgania śmigła

Powinno się określić wytrzymałość śmigła na drgania. Nie może ona przekroczyć wartości, które zostały ustalone jako bezpieczne dla pracy w zakresie ograniczeń przewidzianych dla samolotów.

7.2.3. Chłodzenie

Układ chłodzący powinien być zdalny do utrzymania temperatury zespołu napędowego w ustalonych granicach (patrz pkt 7.1.2) również przy maksymalnej temperaturze powietrza otaczającego jaka może wystąpić przy założonych skrajnych warunkach użytkowania samolotu. Maksymalna temperatura oraz, jeśli to konieczne, minimalna, przy których stwierdzono, że silnik pracuje normalnie, muszą być podane w instrukcji użytkowania w locie.

7.2.4. Układy współpracujące

Układy paliwowe, olejowe, powietrzne i inne związane z zespołem napędowym powinny być zdadne do zasilania każdego silnika zgodnie z ustalonymi wymaganiami, we wszystkich warunkach mających wpływ na działanie układów (np. moc silnika, położenie samolotu, przeciążenia, warunki atmosferyczne, temperatura cieczy) w zakresie przewidywanych warunków użytkowania.

7.2.5. Ochrona pożarowa

Miejsca zespołu napędowego, w których istnieje szczególne niebezpieczeństwo pożaru, powinny być zabezpieczone zgodnie z ogólnymi normami 4.1.6 e) oraz podanymi poniżej:

a. Izolacja

Takie miejsca, w których obecność ognia mogłaby zagrozić bezpieczeństwu lotu należy odizolować za pomocą materiałów ognioodpornych od reszty samolotu, uwzględniając przypuszczalne miejsca początku pożaru i drogi rozprzestrzeniania się ognia.

b. Ciecze łatwopalne

Położone w tych miejscach części układu zawierającego ciecze palne powinny być zdadne do utrzymania cieczy w warunkach pożaru. Należy przewidzieć środki umożliwiające załodze zamknięcie przepływu cieczy palnych do takich miejsc w przypadku pożaru.

c. Ochrona przeciwpożarowa

Należy umieścić odpowiednią liczbę wskaźników pożarowych w ten sposób, aby sygnalizowały natychmiast o powstaniu ognia w takich miejscach.

d. Gaśnice

Miejsca takie powinny być zaopatrzone w układ gaśnic zdalny do stłumienia jakiegokolwiek pożaru, który może tam wystąpić, chyba że stopień izolacji, ilość paliwa, odporność konstrukcji na ogień i inne czynniki są takie, iż jakikolwiek pożar, mogący wybuchnąć w danym obszarze nie wpłynie na zmniejszenie bezpieczeństwa samolotu.

Rozdział 8. Wyposażenie

8.1. Wymagane wyposażenie

Samolot powinien być wyposażony w odpowiednie przyrządy i wyposażenie potrzebne do bezpiecznego użytkowania samolotu w przewidywanych warunkach użytkowania. Dotyczy to przyrządów i wyposażenia, koniecznych do umożliwienia załodze obsługi samolotu w zakresie jego użytkowych ograniczeń.

Wyposażenie dodatkowe do wymaganego minimum, konieczne do uzyskania świadectwa zdatości do lotów, jest podane w aneksie 6 cz. I i II dla szczególnych przypadków lub dla szczególnych rodzajów tras.

8.2. Zabudowa

Zabudowa wyposażenia oraz instalacji musi być zgodna

z normami podanymi w rozdz. 4

8.3. Wyposażenie ratunkowe

Odpowiednie wyposażenie ratunkowe, które załoga musi użyć w okolicznościach awaryjnych, musi być w stanie gotowym do użycia i musi być łatwe do zidentyfikowania. Sposób użycia sprzętu powinien być wyraźnie oznaczony.

8.4. Światła nawigacyjne łącznie ze światłami przeciwdzierzeniowymi

8.4.1. Samoloty, których prototypy były przedstawione do certyfikacji właściwym władzom narodowym w okresie od 13.06.1960 r. do 13.12.1964 r.

Jeśli samolot jest przeznaczony do użytkowania w warunkach, dla których zgodnie z cz. I i II aneksu 6 wymagana jest zabudowa świateł, jest wyposażony w światła aeronawigacyjne zgodnie z aneksem 2 i z zachowaniem wymagań pkt. 8.4.1.1, 8.4.1.2 i 8.4.1.3.

8.4.1.1. Zgodnie z powyższymi ustaleniami światła te z uwzględnieniem oczekiwanych warunków eksploatacji samolotów wymienionych w pkt. 1.1.3 i warunków, w których światła aeronawigacyjne powinny spełniać swoją funkcję dawania pilotowi drugiego samolotu lub personelowi naziemnemu odpowiedniej informacji o położeniu i kierunku ruchu samolotu. W tym celu system świateł pokładowych zawiera światła przeciwdzierzeniowe.

8.4.1.2. System rozmieszczenia świateł, ustalony w aneksie 2, jest podstawową charakterystyką systemu zewnętrznych świateł pokładowych, jeśli są stosowane światła dodatkowe, dopuszczalne przez aneks 2. Efektywna intensywność świateł, stanowiących określony schemat, powinna zapewnić dostateczny czas potrzebny do zrozumienia wydawanej informacji i wykonania odpowiedniego manewru, niezbędnego do zabezpieczenia przed zderzeniem.

8.4.1.3. System zewnętrznych świateł pokładowych nie powinien powodować oślepienia załogi i wywoływać innych niewygód, które mogłyby wpłynąć na bezpieczeństwo w czasie wykonywania przez nią swoich obowiązków w czasie lotu.

8.4.2. Samoloty, których prototypy były przedstawione do certyfikacji właściwym władzom narodowym po 13.12.1964 r.

Jeśli samolot jest przeznaczony do użytkowania w warunkach, dla których zgodnie z cz. I i II aneksu 6 jest wymagana zabudowa świateł, jest wyposażony w światła aeronawigacyjne ze światłami przeciwdzierzeniowymi, opisywanymi w pkt. 1.1.1 i 1.1.2 uzupełnienia do aneksu 2 i zgodnymi z wymaganiami pkt. 8.4.2.1, 8.4.2.2 i 8.4.2.3.

8.4.2.1. Zgodnie z powyższymi ustaleniami światła te z uwzględnieniem oczekiwanych warunków eksploatacji, wymienionych w pkt. 1.1.3 i warunków, w których światła aeronawigacyjne powinny spełniać swoje funkcje dawania pilotowi drugiego samolotu lub personelowi naziemnemu odpowiedniej informacji o położeniu i kierunku ruchu samolotu.

8.4.2.2. Efektywna intensywność świateł, stanowiących schemat określony w aneksie 2, powinna zapewnić dostateczny czas potrzebny do zrozumienia wydawanej informacji i wykonania odpowiedniego manewru, niezbędnego do zabezpieczenia przed zderzeniem.

8.4.2.3. System zewnętrznych świateł pokładowych nie powinien powodować oślepienia załogi i wywoływać innych niewygód, które mogłyby wpłynąć na bezpieczeństwo w czasie wykonywania przez nią swoich obowiązków w czasie lotu.

Rozdział 9. Ograniczenia użytkowania i objaśnienia

9.1. Wymagania ogólne

Ograniczenia w użytkowaniu, w zakresie których istnieje zgodność z normami niniejszego aneksu, łącznie z innymi informacjami koniecznymi do bezpiecznej obsługi samolotu muszą być podane do wiadomości w instrukcji użytkowania w locie, i za pomocą znaków objaśniających, napisów i innych podobnych środków, które mogą we właściwy sposób wypełnić ten cel. Ograniczenia i objaśnienia powinny być co najmniej takie jak podane w pkt. 9.2, 9.3 i 9.4.

9.2. Ograniczenia użytkowania

Ograniczenia, w stosunku do których istnieje ryzyko ich przekroczenia w locie i które są zdefiniowane ilościowo powinny być wyrażone we właściwych jednostkach i skorygowane, jeśli zachodzi taka potrzeba, błędy wymiarowe tak, by załoga mogła za pomocą będących w jej dyspozycji przyrządów łatwo określić chwilę, kiedy zakres dopuszczalny zostaje przekroczony.

9.2.1. Ograniczenia ładunku

Ograniczenia ładunku powinny uwzględniać wszystkie ograniczające masy, położenia środków ciężkości, rozkłady mas oraz obciążenie jednostkowe podłogi (patrz pkt 1.3.2).

9.2.2. Ograniczenia prędkości lotu

Ograniczenia prędkości lotu powinny ujmować wszystkie prędkości (patrz pkt 3.2), które są ograniczone z punktu widzenia konstrukcji, właściwości lotnych samolotu lub z innych względów. Prędkości te powinny być ustanowione z uwzględnieniem odpowiednich konfiguracji samolotu oraz innych, mających na to wpływ, czynników.

9.2.3. Ograniczenia zespołu napędowego

Ograniczenia dotyczące zespołu napędowego powinny zawierać wszystkie warunki ustalone dla różnych części zespołu napędowego, które zabudowano na samolocie (patrz pkt. 7.1.2 i 7.2.3).

9.2.4. Ograniczenia dotyczące wyposażenia i układów pomocniczych

Ograniczenia dotyczące wyposażenia i układów pomocniczych powinny uwzględniać wszystkie dane ustalone dla różnych części wyposażenia i układów pomocniczych, które zostały zabudowane na samolocie.

9.2.5. Ograniczenia różne

Dowolne ograniczenia konieczne ze względu na warunki, które uważa się za szkodliwe dla bezpieczeństwa samolotu (patrz pkt 1.3.1).

9.2.6. Ograniczenia w stosunku do załogi

Ograniczenia w stosunku do załogi powinny uwzględniać najmniejszą liczbę personelu załogi, która jest konieczna do obsługi samolotu w powietrzu biorąc pod uwagę m.in. możliwość dostępu do odpowiednich urządzeń sterujących i przyrządów, jak również wykonywanie ustalonych czynności w nagłych przypadkach.

Patrz aneks 6 cz. I i II dot. obsługi samolotu w okolicznościach, kiedy załoga powinna składać się z większej liczby osób niż to określa przepis niniejszego aneksu.

9.3. Informacje operacyjne i procedury

9.3.1. Rodzaj wymaganych operacji

Należy wyszczególnić specjalne rodzaje czynności, jakie określa aneks 6 Konwencji lub które są ogólnie uznane, przy czym samolot sprawdzony wg nich wykazał zgodność z obowiązującymi przepisami o zdolności do lotów.

9.3.2. Informacje o ładunku

Informacje o załadunku powinny zawierać masę samolotu pustego wraz z określeniem warunków ważenia samolotu, położenie środka ciężkości odpowiadające tym warunkom oraz punkty i linię odniesienia, względem których są wyznaczone graniczne położenia środka ciężkości.

Zazwyczaj w masie samolotu pustego uwzględnia się: masę załogi, ładunku płatnego, paliwa i oleju zlewanego. Natomiast wlicza się do niej: masę stałego wyposażenia, nieużywalną część paliwa, niezlewany olej, całkowitą ilość czynnika chłodzącego silnik oraz całkowitą ilość cieczy hydraulicznej.

9.3.3. Procedury operacyjne

Powinien być podany opis czynności załogi zarówno w przypadku normalnych, jak i przymusowych okoliczności, które są różne dla różnych samolotów i są konieczne do ich bezpiecznego użytkowania. Opis powinien zawierać czynności, które należy wykonać w przypadku uszkodzenia jednego lub więcej zespołów napędowych.

9.3.4. Informacje obsługowe

Wyczerpująco powinny być omówione takie cechy charakterystyk samolotu, które mają odmienne lub nienormalne właściwości. Prędkości takie jak prędkość przeciągnięcia lub minimalne prędkości w locie ustalonym również należy podać zgodnie z § 2.3.4.3.

9.4. Informacje o osiągnięciach

Osiągi samolotu powinny być omówione zgodnie z pkt. 2.2. Powinny one zawierać informacje dotyczące różnych konfiguracji samolotu, stosowanych mocy, odpowiednich prędkości, łącznie ze wskazaniem, które pozwolą załodze uzyskać podane osiągi.

9.5. Instrukcja użytkowania w locie

Powinna istnieć instrukcja użytkowania w locie pozwalająca jednoznacznie zidentyfikować poszczególny samolot lub serię samolotów, dla których jest przeznaczona. Instrukcja użytkowania w locie powinna zawierać co najmniej ograniczenia, informacje i czynności podane w rozdz. 9.

9.6. Oznaczenia i napisy

9.6.1. Oznaczenia i napisy na przyrządach, wyposażeniu, napędach itp. powinny podawać dane dotyczące ograniczeń lub objaśnień, konieczne załodze podczas lotu.

9.6.2. Oznaczenia i napisy lub instrukcje powinny być tak opracowane, aby dawały takie informacje, które są istotnie konieczne personelowi naziemnemu w celu zapobieżenia możliwościom pomyłek w czasie naziemnej obsługi (holowanie, napełnianie paliwem itp.), a które mogłyby być niezauważone, zagrażając w późniejszych lotach bezpieczeństwu samolotu.

Samoloty i śmigłowce specjalne

- 1 — lotnictwo gospodarcze, l. specjalnego przeznaczenia
- 2 — badania zanieczyszczeń środowiska
- 3 — sprawdzanie linii napowietrznych
- 4 — kierowanie ruchem drogowym, kontrola ruchu drogowego
- 5 — żegluga wodna
- 6 — ruchy gór lodowych
- 7 — rybołówstwo
- 8 — poszukiwanie ławic ryb
- 9 — lot dla celów służby meteorologicznej, oblot pogody
- 10 — samolot meteorologiczny, s. rozpoznania pogody
- 11 — latająca stacja przekazywająca
- 12 — klęska żywiołowa
- 13 — teren dotknięty klęską
- 14 — powódź
- 15 — służba zdrowia
- 16 — transport chorych
- 17 — tereny oddalone (od cywilizacji)
- 18 — szpital
- 19 — lądowanie w terenie
- 20 — l. na lodowcach
- 21 — samolot lub śmigłowiec sanitarny
- 22 — śmigłowiec sanitarny
- 23 — statek powietrzny do przewozu chorych na noszach
- 24 — nosze
- 25 — urządzenia do podtrzymania życia
- 26 — aparat do sztucznego oddychania, a. oddechowyczący
- 27 — instalacja tlenowa
- 28 — (elektro)kardiograf
- 29 — zlewozmywak chirurgiczny
- 30 — szafka z lekami, apteczka
- 31 — pulpit lekarza
- 32 — lek, lekarstwo
- 33 — krew konserwowana
- 34 — transfuzja (krwi)
- 35 — personel sanitarny
- 36 — lekarz
- 37 — zdalny wywiad, zdalne rozpoznanie
- 38 — pole sił
- 39 — nośnik informacji
- 40 — aerogeofizyka, badania geofizyczne z powietrza
- 41 — anomalie geofizyczne
- 42 — geofizyczne zdjęcie terenu
- 43 — pomiary magnetyzmu z powietrza
- 44 — pole magnetyzmu ziemskiego
- 45 — sonda magnetyczna
- 46 — magnetometr protonowy
- 47 — sonda Förstera, s. permalojowa
- 48 — przyrząd pomiarowy elektromagnetyczny
- 49 — energia elektromagnetyczna
- 50 — pomiary geoelektryczne z powietrza
- 51 — radiometria powietrzna
- 52 — promieniowanie gamma, promienie g.
- 53 — p. g. Ziemi
- 54 — promienie rentgenowskie, p. Röntgena, p. X
- 55 — p. podczerwone
- 56 — badania za pomocą podczerwieni
- 57 — grawimetria powietrzna
- 58 — siła ciężkości, s. ciężenia, s. grawitacji
- 59 — zasoby naturalne Ziemi
- 60 — statek powietrzny do badania zasobów Ziemi
- 61 — poszukiwanie złóż

EO/23/K/182

K.D.

Special use aircraft

- 1 — aerial work
- 2 — ecological survey, e. pollution control
- 3 — power line inspection
- 4 — road traffic control
- 5 — shipping industry
- 6 — iceberg movement
- 7 — fishery, fishing
- 8 — fish shoal seeking, swarm s.
- 9 — meteorological (reconnaissance) flight
- 10 — m. r. aircraft
- 11 — relay a.
- 12 — disaster
- 13 — d. region
- 14 — flood
- 15 — health service
- 16 — patients transport
- 17 — remote regions
- 18 — hospital
- 19 — off-field landing, outside l.
- 20 — glacier l.
- 21 — ambulance aircraft, medical (air-)evacuation a., red.-cross a.
- 22 — medical evacuation helicopter, medevac h.
- 23 — litter aircraft
- 24 — litter, stretcher
- 25 — life support equipment
- 26 — (heart-lung) resuscitator
- 27 — oxygen system
- 28 — electrocardiograph
- 29 — surgical scrub sink
- 30 — drugs cabinet
- 31 — doctor's desk
- 32 — medicine, remedy
- 33 — blood conserve, conserved blood
- 34 — b. transfusion
- 35 — sanitary personnel
- 36 — physician, medical man
- 37 — remote sensing of environment
- 38 — field of force
- 39 — information carrier
- 40 — aerial geophysics
- 41 — geophysical anomalies
- 42 — g. survey
- 43 — magnetic aerial measurements, m. air survey
- 44 — terrestrial magnetic field
- 45 — magnetic probe
- 46 — proton magnetometer
- 47 — (permalloy probe)
- 48 — electromagnetic meter, e. gauge, e. measuring instrument
- 49 — e. energy
- 50 — geoelectric aerial measurements, g. air survey
- 51 — air radiometry, aerial r.
- 52 — gamma radiation
- 53 — earth g. r.
- 54 — X-rays, Röntgen rays, X-radiation
- 55 — infrared radiation
- 56 — i. surveillance
- 57 — gravimetric air survey
- 58 — force of gravity, earth-pull
- 59 — earth natural resources
- 60 — e. r. survey aircraft
- 61 — useful deposits survey

Spezielle Luftfahrzeuge

- 1 — Arbeitsluftfahrt (f), Arbeitsflug (m), Wirtschaftsflug (m)
- 2 — Umweltschutzkontrolle (f), ökologische Kontrolle (f)
- 3 — Überprüfung (f) von elektrischen Leitungen
- 4 — Überwachen (n) des Strassenverkehrs, Leiten (n) des S.
- 5 — Schifffahrt (f)
- 6 — Bewegung (f) der Eisberge
- 7 — Fischerei (f)
- 8 — Fischschwärme-Suchen (n)
- 9 — Wetterflug (m)
- 10 — Wetterflugzeug (n)
- 11 — Relaisstation (f) für Hör- und Fernfunk, Fernsehübertragungsflugzeug (n)
- 12 — elementare Katastrophe (f)
- 13 — Katastrophengebiet (n)
- 14 — Hochwasser (n), Flut (f)
- 15 — Sanitätswesen (n)
- 16 — Krankentransport (m), Transport (m) von Kranken
- 17 — entlegenen Gebieten (npl)
- 18 — Krankenhaus (n)
- 19 — Aussenlandung (f)
- 20 — Gletcherlandung (f)
- 21 — Sanitätsflugzeug (n), Ambulanzflugzeug (n), Kranken(transport)flugzeug (n)
- 22 — Sanitätshubschrauber (m)
- 23 — (Krankentragen)flugzeug (n)
- 24 — Trage (f), Krankentrage (f)
- 25 — (Lebensrettungs-)ausrüstung (f)
- 26 — Wiederbelebungsgesetz (n)
- 27 — Sauerstoffsystem (n)
- 28 — Elektrokardiograph (m)
- 29 — chirurgisches Spülbecken (n)
- 30 — Heilmittelschrank (m), Arzneltschrank (m)
- 31 — Pult (n) des Arztes
- 32 — Medikament (n), Arznei (f)
- 33 — Blutkonserve (f)
- 34 — Blutübertragung (f), Transfusion (f)
- 35 — Sanitätspersonal (n)
- 36 — Arzt (m)
- 37 — Fernerkundung (f)
- 38 — Kraftfeld (n)
- 39 — Informationsträger (m)
- 40 — Aerogeophysik (f)
- 41 — geophysikalische Anomalien (fpl), g. Abweichungen (fpl)
- 42 — g. Landeaufnahme (f)
- 43 — Aeromagnetik (f)
- 44 — erdmagnetisches Feld (n)
- 45 — magnetischer Sensor (m), magnetische Sonde (f)
- 46 — Protonenmagnetometer (m)
- 47 — Förstersonde (f)
- 48 — elektromagnetisches Messgerät (n)
- 49 — elektromagnetische Energie (f)
- 50 — Aeroelektrik (f), geoelektrische Messungen (fpl)
- 51 — Aeroradiometrie (f)
- 52 — Gamma-Strahlen (mpl), Gamma-Strahlung (f)
- 53 — Gammastrahlung (f) der Erde
- 54 — Röntgenstrahlen (mpl)
- 55 — Infrarotstrahlen (mpl)
- 56 — Infrarotforschung (f)
- 57 — Aerogravimetrie (f), Schweremessungen (fpl)
- 58 — Schwerkraft (f)
- 59 — naturelle Vorräte (mpl) der Erde
- 60 — (Luftfahrzeug (n) für Forschung von natürlichen Vorräten)
- 61 — Suche (f) nach nutzbaren Lagerstätten

Летательные аппараты специального назначения

- 1 — авиация специального назначения
- 2 — экологические наблюдения
- 3 — проверка воздушных линий
- 4 — управление дорожным движением
- 5 — судоходство
- 6 — движение айсбергов
- 7 — рыболовство
- 8 — поиск рыбных стай
- 9 — полёт на разведку погоды
- 10 — самолет — разведчик погоды, с. разведки п.
- 11 — Л. А. — ретранслятор (данных)
- 12 — стихийное бедствие
- 13 — район стихийного бедствия
- 14 — наводнение
- 15 — санитарная служба
- 16 — транспорт больных
- 17 — труднодоступные районы, отдаленные р.
- 18 — больница
- 19 — посадка вне аэродрома, п. на местности
- 20 — посадка на ледяке
- 21 — транспортно-санитарный самолет или вертолет
- 22 — санитарный вертолет
- 23 — Л. А. для перевозки больных на носилках
- 24 — носилки
- 25 — оборудование для жизнеобеспечения
- 26 — аппарат для искусственного дыхания
- 27 — кислородная система
- 28 — электрокардиограф
- 29 — хирургический умывальник
- 30 — шкаф с медикаментами, аптечка
- 31 — пульт врача
- 32 — лекарство
- 33 — консервированная кровь
- 34 — переливание крови
- 35 — санитарный персонал
- 36 — врач
- 37 — дистанционное исследование
- 38 — силовое поле
- 39 — носитель информации
- 40 — воздушная геофизика, (аэро)геофизика геофизическая съемка
- 41 — геофизические аномалии
- 42 — геофизическая съемка
- 43 — аэромагнитная съемка
- 44 — магнитное поле Земли
- 45 — магнитный зовд
- 46 — протонной магнитометр
- 47 — (пермаллоевый зонд)
- 48 — электромагнитный измерительный прибор
- 49 — электромагнитная энергия
- 50 — воздушные геоэлектрические измерения, геоэлектрическая съемка
- 51 — воздушная радиометрия, (поисковая) аэроадиометрия, аэроадиометрическая съемка
- 52 — гамма — излучение
- 53 — г.-и. Земли
- 54 — рентгеновское и.
- 55 — инфракрасное и.
- 56 — наблюдение с помощью инфракрасных средств
- 57 — аэрогравиметрия, гравиметрическая съемка
- 58 — сила тяжести, гравитационная сила
- 59 — природные ресурсы Земли
- 60 — Л. А. для исследования ресурсов Земли
- 61 — поиски полезных ископаемых, геологические п.

Airbus A320

• Francja-RFN-W. Brytania-Hiszpania

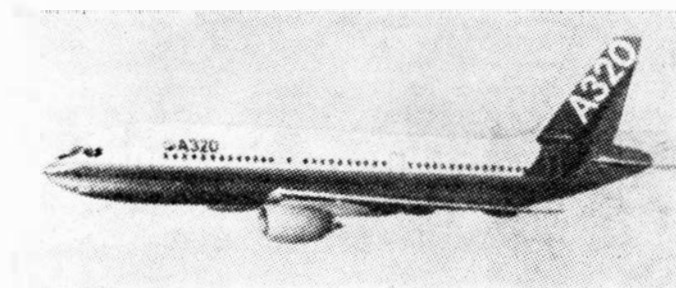
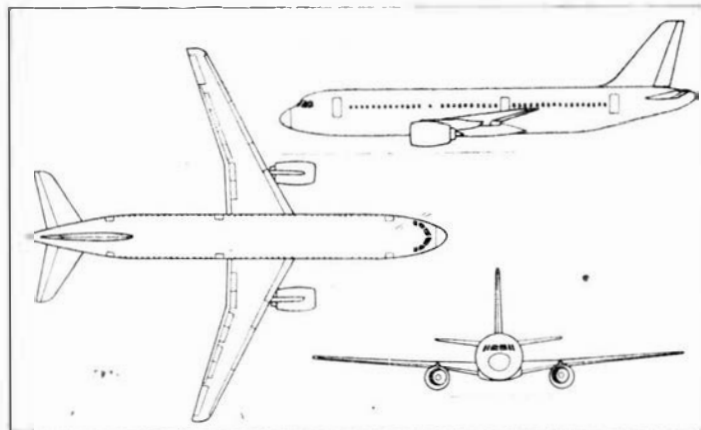
Samolot pasażerski na krótkie i średnie trasy o 130÷170 miejscach

Międzynarodowe przedsiębiorstwo Airbus Industrie (Aerospatiale, MBB, VFW, BAe i CASA) opracowuje zmniejszoną wersję samolotu A310 — A320 o 130÷170 miejscach pasażerskich. Zastosowany przekrój kadłuba ma zapewnić duży komfort podróży — szerokość kabiny 3,63 m, szerokość przejścia 0,48 m przy 6 fotelach w rzędzie i wysokość kabiny 2,14 m. Ładownia pod kabiną mieści standardowe kontenery LD3. Będą budowane dwie odmiany — A320-100 i A320-200, ta druga z przedłużonym o 3,20 m kadłubem.

W podstawowym, ekonomicznym układzie kabiny (6 foteli w rzędzie, podziałka 81 cm) ich liczba miejsc pasażerskich wynosi odpowiednio 154 i 172. W układzie mieszanym przedział I klasy ma 4 fotele w rzędzie przy podziałce 94 cm. Dwuosobowa kabina załogi jest wzorowana na kabini A310. To samo dotyczy instalacji i systemów. Płat jest nowy, lecz zaprojektowany na podstawie wyników badań przeprowadzonych dla A310, a jego nowoczesna aerodynamika ma zapewnić zmniejszenie zużycia paliwa. Przewiduje się zastosowanie w przyszłości aktywnego sterowania. Do napędu będą zastosowane silniki o ciągu ok. 11 500 daN. Bierze się pod uwagę brytyjsko-japońskie RJ500, amerykańsko-francuskie CFM56-2000 oraz Pratt Whitney PW-2025 (JT10D).

Dane techniczne

	A320-100	A320-200
Rozpiętość	34,57	34,57 m
Długość	36,04	39,24 m
Wysokość	11,85	11,85 m
Powierzchnia nośna	125,80	125,80 m ²
Wydłużenie płata	9,5	9,5
Masa własna	38 478	40 835 kg



Maks. udźwig	16 422	19 565 kg
Maks. zapas paliwa	18 800	18 800 kg
Maks. masa startowa	66 000	71 900 kg
Typowa prędkość przel.	832	832 km/m
Zasięg		
z maks. ładunkiem	2538	2315 km
z maks. ilością pasażerów	3538	3700 km

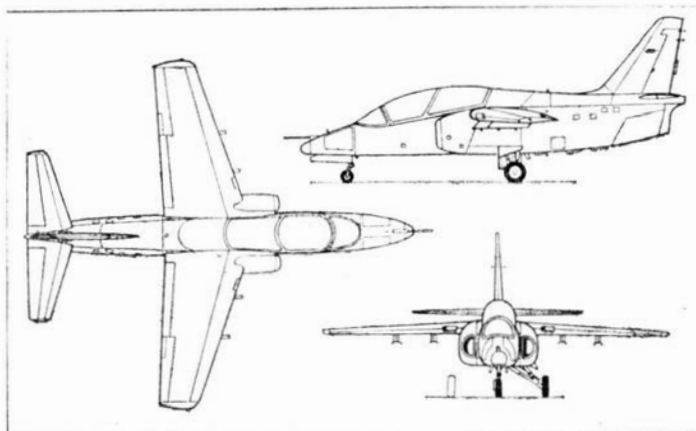
W.K.

PROTOTYPY

SIAI Marchetti S.211 • Włochy •

Odrzutowy samolot szkolno-treningowy

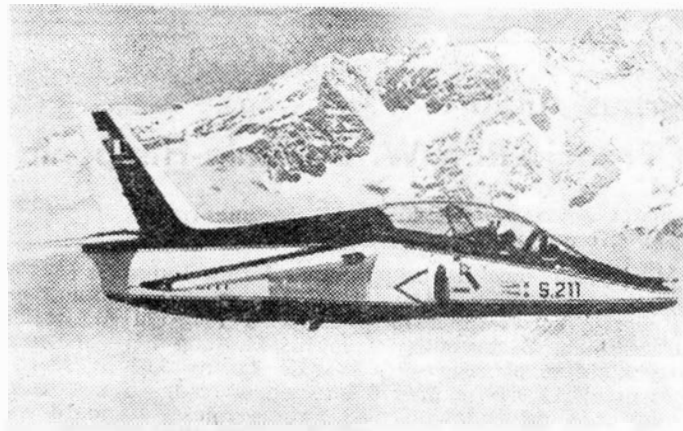
10 kwietnia 1981 r. wykonał pierwszy lot prototyp nowego włoskiego jednosilnikowego samolotu szkolno-treningowego S.211, który ma znacznie obniżyć koszty szkolenia pilotów wojskowych. Masa własna tego samolotu jest dwa razy mniejsza od masy samolotów Hawk i Alpha Jet i niewiele większa od masy turbośmigłowego samolotu szkolno-treningowego Pilatus PC-7. Stąd cena samolotu S.211 jest niska — 1,5 mln dol. z wyposażeniem. Obniżone będą również koszty eksploatacji samolotu S.211, ponieważ jego ciąg jest ponad dwa razy mniejszy od ciągów samolotów Hawk i Alpha Jet, a jednostkowe zużycie paliwa zastosowanego silnika Pratt Whitney of Canada JT15D-4C o ciągu 1110 daN jest o 25% mniejsze od zużycia paliwa silników Adour i Larzac 04 — głównie dzięki dużemu stosunkowi natężenia przepływu wynoszącemu 2,8:1. W sumie da to obniżenie kosztów szkolenia do ok. 50% kosztów ponoszonych przy użyciu innych samolotów nowej generacji. Samolot ma nowoczesną konstrukcję — nadkrytyczny płat — i wyposażenie elektroniczne. Zapas paliwa w zbiornikach wewnętrznych, w kadłubie i skrzydłach, wynosi 750 l, a w dwóch zbiornikach podwieszanych — 350 l. Na 4 uchwytych pod płatem może zabierać 450 kg uzbrojenia, co pozwala na wykonywanie ograniczonych zadań bezpośredniego wsparcia. Koszt rozwoju samolotu łącznie z budową dwóch prototypów i oprzyrządowaniem produkcyjnym wyniesie 15 mln dol. Firma przewiduje sprzedaż w latach osiemdziesiątych 1000 samolotów.



Dane techniczne

Rozpiętość	8,00 m
Długość	9,28 m
Wysokość	3,73 m
Powierzchnia nośna	12,60 m ²

Masa własna	1445 kg
Masa startowa	
normalna (do szkolenia)	2300 kg
maksymalna	2800 kg
Prędkość maks. na 7600 m	723 km/h
Dopuszczalna liczba Ma	0,8
Maks. prędkość przel. na 7600 m	704 km/h
Prędkość przeciągnięcia	132 km/h
Maks. wznoszenie	25 m/s
Pułap praktyczny	12 800 m
Długość drogi startu na 15 m	347 m
Długość drogi lądowania z 15 m	650 m
Zasięg w locie na 9145 m	
bez zbiorników podwieszanych	1910 km
ze zbiornikami podwieszanymi	2690 km



W.K.

LUDZIE POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ



Wiktor Leja (1910 ÷ 1981)

Fot. J. Okoniewski

Wiktor Alojzy Leja urodził się 27.4.1910 r. w Kuźnicy Skakawskiej pow. Kępno jako syn Franciszka (nauczyciela szkoły podstawowej) oraz Pelagii z Długaszewskich. Szkołę podstawową ukończył na wsi. W latach 1921÷1929 uczęszczał do Państwowego Gimnazjum (klasyfikacja) w Ostrowie Wielkopolskim gdzie w 1929 r. uzyskał maturę. Podczas nauki gimnazjalnej zainteresował się lotnictwem pod wpływem swego wujka kpt. pil. Klemensa Długaszewskiego. W latach 1924÷1929 był prezesem szkolnego koła LOPP, zajmował się modelarstwem lotniczym i brał udział w konkursach organizowanych przez LOPP oraz w Ogólnopolskich Zawodach Modeli Latających w Warszawie. Po maturze odbył 9-miesięczną wstępną praktykę studencką w Warsztatach Wagonowych (prowadząc równocześnie tamże modelarnię lotniczą) i w Odlewni Żelaza w Ostrowie Wlkp.

W latach 1930÷1936 studiował na Wydziale Lotniczym Politechniki Gdańskiej uzyskując dyplom inżyniera. W czasie studiów brał udział w pracach zarządu Koła Lotniczego Studentów Polaków Politechniki Gdańskiej (zarejestrowanego 19.3.1931 r.), zaś w gimnazjum polskim w Gdańsku prowadził kursy modelarstwa lotniczego a dla Polonii Gdańskiej wygłaszał referaty. W 1934 r. uzyskał w Fordonie kat. A i B pilota szybowcowego, a w 1935 r. w Bezmiechowej kat. C. W 1936 r. został wyszkolony na pilota samolotowego w Rumii k. Gdyni. W latach 1936÷1939 był członkiem Aeroklubu Gdańskiego. Podczas studiów odbył praktyki lotnicze w PWS, PZSkody, PLL LOT, Warsztatach Szybowcowych A. Kocjana i Morskim Dywizjonie Lotniczym w Pucku. W

pierwszej połowie 1937 r. skończył w Warszawie kurs rzeczoznawców lotniczych KCSP Kierownictwa Fabrykacji Lotniczej MSWojsk. W lipcu 1937 r. rozpoczął pracę w Kontroli Cywilnych Statków Powietrznych. Odbył praktykę w KCSP w Krakowie i został rzeczoznawcą w Okręgu I Warszawa przy PLL LOT, biorąc równocześnie udział w pracach Komisji Badań Wypadków Lotniczych DLC. Od lipca 1938 r. pracował w Poznańsko-Pomorskim Okręgu KCSP w Poznaniu. W 1939 r. został członkiem Związku Polskich Inżynierów Lotniczych. We wrześniu 1939 r. ewakuował się wraz z KCSP do Warszawy, a następnie do Lublina, gdzie grupę ewakuacyjną rozwiązano.

W końcu 1939 r. powrócił do rodziców do Ostrowa Wlkp., lecz wkrótce musiał się ukrywać, gdyż był poszukiwany przez gestapo za współudział przed wojną w uniemożliwieniu wykonywania lotów przez samolot zamieszkałego w Polsce działacza niemieckiego Fischera von Mollard. Następnie przebywał w Krzepicach, gdzie ożenił się z Adelą Stróż. po jej ucieczce z przymusowej pracy w Szczecinie.

Następnie przeniósł się do Warszawy, aby uniknąć aresztowania wraz z żoną. W 1941 r. pracował jako tłumacz u rzeczownika patentowego, przez pierwszy kwartał 1942 r. w Powiatowej Spółdzielni Rolniczo-Handlowej w Starachowicach (Wierzbniku) i od połowy kwietnia 1942 r. do końca sierpnia 1944 r. w Powiatowej Spółdzielni Rolniczo-Handlowej w Jarosławiu, kierując naprawą ciągników i maszyn rolniczych. W Jarosławiu wspólnie z Władysławem Zieleniewiczem prowadził techniczne szkolenie lotnicze młodzieży, z której część później podjęła

pracę w Lotniczych Warsztatach Doświadczalnych w Łodzi.

Od 14.10.1944 r. rozpoczął współpracę z Wydziałem Lotnictwa Cywilnego Resortu Komunikacji Poczty i Telegrafu PKWN (przekształconym następnie w Departament Lotnictwa Cywilnego Ministerstwa Komunikacji) opracowując instrukcje kontroli sprzętu lotnictwa cywilnego. Od 27.1.1945 r. wszedł w skład grupy operacyjnej Lotnictwa Cywilnego w Łodzi a następnie w Bydgoszczy. Od 18.3.1945 r. kieruje organizowaniem placówek lotniczych na terenie województwa bydgoskiego tworząc: Ośrodek Organizacji Szybownictwa (i kierując nim) w Bydgoszczy przekształcony w Wojewódzki Oddział Lotnictwa Cywilnego (którego zostaje kierownikiem) z Ośrodkami Szkolnymi i Cwiczebnymi Szybownictwa w Fordonie, Lisich Kątach, Inowrocławiu i Toruniu, Okręgowe Warsztaty Szybowcowe w Bydgoszczy przy ul. Gdańskiej 92 (które zabezpieczyły szybowce poniemieckie z okolicznych województw, a następnie rozdzieliły do innych ośrodków w kraju), modelarnie lotnicze oraz organizuje 20.4.1945 r. Okręg Poznańsko-Pomorsko-Gdański KCSP i Centralę Kontroli Cywilnych Statków Powietrznych w Bydgoszczy, zostając 25.4.1945 r. jej kierownikiem, a równocześnie współpracuje przy organizowaniu PLL LOT i służy rzeczoznawstwem lotniczym Warsztatom Doświadczalnym w Łodzi (m.in. przeprowadza odbiór techniczny pierwszego polskiego powojennego samolotu Szpak 2). Następnie organizuje okręgi KCSP w całym kraju, wykonując techniczne oględziny rejestracyjne pierwszych samolotów komunikacyjnych i sportowych. W lipcu 1945 r. zorganizował w Fordonie pierwszy po wojnie kurs instruktorów szybowcowych. Po zorganizowaniu 1.9.1945 r. pokazów lotniczych z okazji Dnia Lotnika w czasie obchodów 600-lecia Bydgoszczy został odznaczony Złotym Krzyżem Zasługi za pracę na polu odbudowy lotnictwa cywilnego w Polsce. W latach 1946 i 1947 był czynnym członkiem Aeroklubu Bydgoskiego.

W dniach 18÷23.11.1945 r. wziął udział w I Ogólnopolskiej Konferencji Szybowcowej w Grunowie, w czasie której zrodziła się myśl utworzenia Ligi zajmującej się lotnictwem i re-

aktywowania Aeroklubu RP. Na przełomie lat 1945/46 wziął udział w reaktywowaniu Aeroklubu Rzeczypospolitej Polskiej, zostając członkiem jego zarządu. 26 lipca 1946 r. powstała Liga Lotnicza, której był jednym ze współzałożycieli. 18 września 1946 r. został powołany na stanowisko prezesa Tymczasowego Zarządu Głównego Ligi Lotniczej (pełnił tę funkcję do 1950 r.) i prowadził równocześnie sprawy likwidacyjne przedwojennej LOPP. W 1946 r. wziął udział w konkursie Departamentu Lotnictwa Cywilnego MK na motoszybowiec, otrzymując trzecią nagrodę za projekt Hele. W ostatnim kwartale 1946 r. z ramienia Ministerstwa Komunikacji wziął udział w odbiorze samolotów Piper, zakupionych w Göppingen w amerykańskiej strefie okupacyjnej Niemiec. W styczniu 1947 r. został powołany do Komisji Lotniczej przy Centralnym Urzędzie Planowania i do Rady Nadzorczej PLL LOT, a w styczniu 1948 r. do Komisji Ekspertów Technicznych Lotniczych PLL LOT. Jesienią 1949 r. zaprojektował wraz z inż. Stanisławem Pawlickim aparaturę lotniczą do samolotu Po-2 wypróbowaną w marcu 1950 r.

1.4.1949 r. centrala KCSP została przeniesiona z Bydgoszczy do Warszawy a wraz z nią inż. Leja. Zostaje wówczas kierownikiem Działu Kontroli Technicznej w Departamencie Lotnictwa Cywilnego MK, pełniąc obowiązki kierownika KCSP jako st. radca ds. KCSP. W dniu 1.9.1951 r. DLC (a wraz z nim KCSP) po przemianowaniu na Zarząd Lotnictwa Cywilnego (w skład którego weszły PLL LOT) przeszedł do Ministerstwa Transportu Drogowego i Lotniczego. Od 15.5.1952 r. pełnił równocześnie obowiązki Naczelnego Inżyniera ZLC (a tym samym Naczelnego Inżyniera PLL LOT), a nominację na Zastępcę Dyrektora — Naczelnego Inżyniera ZLC otrzymał 19.9.1955 r. 19.7.1956 r. został mianowany Zastępcą Dyrektora — Naczelnym Inżynierem PLL LOT w związku z przystąpieniem do wyodrębnienia LOT-u. 10.8.1959 r. odszedł z LOT-u i przeszedł do Departamentu Lotnictwa Cywilnego MK zostając naczelnikiem Wydziału Technicznego. 14.2.1970 r. złożył rezygnację z tego stanowiska po zmianach w kierownictwie Centralnego Zarządu Lotnictwa Cywilnego, na który przekształcono DLC. Następnie pracował kolejno jako st. rzeczoznawca i st. inspektor KCSP Okręg II Warszawa Gołław.

2.9.1975 r. objął stanowisko naczelnika Wydziału Ogólno-Technicznego CZLC. 1.10.1977 r. przeszedł na emeryturę.

W czasopiśmie lotniczym i wydawnictwach popularyzujących lotnictwo ogłosił kilkanaście artykułów oraz napisał książkę „Samolot bohater” (Wyd. MON, Warszawa, 1966 r.) o samolocie Po-2.

Inż. Leja był zawsze bardzo aktywny na polu społecznej działalności w lotnictwie sportowym, w którym ma ogromne zasługi. Oprócz ww. działalności we władzach ARP i Ligi Lotniczej — w latach 1945÷1950 był członkiem zarządu Aeroklubu Bydgoskiego, w latach 1950÷1953 przewodniczącym Głównej Komisji Rewizyjnej Ligi Lotniczej, w latach 1953÷1956 (po włączeniu Ligi Lotniczej do LPZ) członkiem Zarządu Głównego Ligi Przyjaciół Żołnierza, w latach 1957÷1973 członkiem, karbnikiem i przewodniczącym Sądu Honorowego Zarządu Głównego Aeroklubu PRL i sędzią sportowym na wielu zawodach lotniczych. Od wielu lat był członkiem Klubu Seniorów Lotnictwa przy APRL i Aeroklubie Warszawskim. Od 1949 r. był członkiem SITK i SIMP. Ponadto w kadencjach 1955÷1957 i 1958÷1960 był radnym dzielnicy Ochota w Warszawie.

Z racji swej wiedzy uczestniczył w pracach wielu komisji fachowych (oprócz ww.): od 1946 r. w Komisji Badania Wypadków Lotniczych (później Głównej Komisji Badania Wypadków Lotniczych), od 1950 r. — Komisji Lotniczej Polskiego Komitetu Normalizacyjnego, Komisji Ocen Projektów Inwestycyjnych przy MK, od 1952 r. Państwowej Komisji Lotniczej Egzaminacyjnej DLC MK, od 1956 r. do 1981 r. członkiem Lotniczej Komisji Historycznej KSL, członkiem Rady Naukowej Instytutu Lotnictwa w 1957 r. (której działalność w lipcu 1957 r. zawieszono) i w latach 1960÷1961, od 1960÷1963 r. przewodniczącym Komisji Przepisów Cywilnego Szeregu Lotniczego DLC MK (a od 1963 r. jej członkiem), od 1959 r. przewodniczącym Komisji Terminologicznej z dziedziny lotnictwa przy MK, w latach 1960÷1970 sekretarzem Sekcji Lotniczej Rady Techniczno-Ekonomicznej przy Ministrze Komunikacji.

Równocześnie ze swą bogatą działalnością zawodową i społeczną inż. Leja przez całe życie gromadził wydawnictwa, dokumenty i fotografie z dziejów polskiego lotnictwa. W Jego

bibliotece, chyba jako jedynej w kraju, znalazły się komplety wszystkich polskich czasopism lotniczych od początku tego stulecia oraz prawie wszystkie polskie książki lotnicze oraz wiele kompletów czasopism zagranicznych. Zebrał kilkanaście szaf dokumentów archiwalnych oraz kilka tysięcy negatywów i zdjęć. Archiwum lotnicze stanowiło Jego osobistą pasję. Wszystkie materiały zostały uporządkowane i skatalogowane. Dzięki swym zbiorom mógł zaraz po wojnie odtworzyć system pracy KCSP, czy być ekspertem w sprawach przepisów dotyczących sprzętu lotniczego oraz terminologii lotniczej. Swymi zbiorami służył autorom publikacji oraz magistrantom i doktorantom z historii polskiego lotnictwa. Archiwum lotnicze inż. Leji, będące dziełem Jego życia, jest trwałym wkładem w upamiętnienie historii polskiego lotnictwa — równie cennym jak Jego praca zawodowa i społeczna, która tak wiele wniosła w rozwój polskiego lotnictwa cywilnego. Zgodnie z Jego wolą archiwum to ma się stać załączkiem Warszawskiego Oddziału Muzeum Lotnictwa i Astronautyki.

Za swą pracę zawodową i społeczną w lotnictwie inż. Leja był odznaczony: dwukrotnie Złotym Krzyżem Zasługi (1946, 1955), Medalem Dziesięciolecia Polski Ludowej (1955), Dyplomem FAI P. Tissandiera (1960), Krzyżem Kawalerskim Orderu Odrodzenia Polski (1964), Odznaką Zasłużonego Działacza Lotnictwa Sportowego (1966), Brązowym i Srebrnym Medalem za Zasługi dla Obronności Kraju (1967, 1969), Medalem 50-lecia Lotnictwa Sportowego (1970), Odznaką Zasłużonego dla Aeroklubu PRL (1973), Złotym Medalem Zasługi dla Pożarnictwa (1973), Medalem 30-lecia Polski Ludowej (1974), Medalem Komisji Edukacji Narodowej (1975), Błękitnymi Skrzydłami (1971 i 1977), Złotą Odznaką SITK, Odznaką Honorową za Zasługi dla m. Bydgoszczy (1977) i Medalem Pamiątkowym 35-lecia Wyzwolenia Bydgoszczy (1980). Zmarł 5 marca 1981 r. w Nałęczowie. Został pochowany na Cmentarzu Komunalnym (d. Wojskowy) na Powązkach w Warszawie. Polskie lotnictwo straciło w inż. Wiktorze Leji doświadczonego specjalistę, wielkiego społecznika i organizatora oraz nieustraszonego krzewiciela idei rozwoju lotnictwa.

A. Glass

W NASTĘPNYM NUMERZE

W nr 3/82 (targowy) *TliA* m.in. uką się w wersji polsko-angielskiej następujące materiały.

Artykuł wstępny — A. Glassa — omawia aktualną sytuację w polskim przemyśle lotniczym.

Autorzy: A. Frydrychewicz i Z. Gla-

ser zaprezentowali nową odmianę Kruka, który wszedł do produkcji w 1982 r. w WSK PZL-Warszawa-Okęcie.

R. Kosioł w artykule pt. „Śmigłowe usługi agrolotnicze w WSK PZL-Świdnik” przedstawił wnioski zebrane w czasie działalności PZL-Świd-

nik a dotyczące usług agrolotniczych, omówił osiągnane wyniki oraz prace nad ulepszeniem aparatury agrolotniczej i wyposażenia śmigłowców rolniczych.

W KARTOTECE *TliA* omówiono samoloty i szybowce produkowane obecnie w kraju.

Wybrane przykłady koncepcji pasażerskich dworców lotniczych

Mgr inż. PIOTR ST. ORALEWSKI
Politechnika Warszawska

Mgr inż. WALDEMAR SUPERSON
Zarząd Ruchu Lotniczego
i Lotnisk Komunikacyjnych

W ciągu ostatnich dwudziestu lat nastąpił niemal na całym świecie gwałtowny rozwój transportu lotniczego we wszystkich jego formach. Również nasz kraj przeżywa ten ogólnoswiatowy proces. Sprawna obsługa milionów pasażerów zależy głównie od dobrze zaprojektowanego dworca lotniczego.

Dworce lotnicze są jednym z najbardziej złożonych i szybko rozwijających się typów budynków użyteczności publicznej. W ogólnej koncepcji portu lotniczego, w rozmieszczeniu i ukształtowaniu brył jego elementów składowych, budynek pasażerskiego dworca lotniczego odgrywa główną rolę. Budynek dworca jest jakby węzłem, w którym odbywają się podstawowe procesy naziemnej obsługi pasażerskiej.

Dworzec lotniczy spełnia dwie podstawowe funkcje:

— zabezpiecza obsługę transferu pasażerów i bagażu z lądowego do lotniczego systemu transportu i odwrotnie lub między samolotami lotniczego systemu transportu,

— jest schronieniem dla jego użytkowników i miejscem obsługi.

W poszukiwaniach zmierzających do zaprojektowania możliwie idealnego dworca lotniczego można wyodrębnić pięć podstawowych koncepcji pasażerskich dworców lotniczych (rys. 1):

1. Koncepcja dworca centralnego z „pier” (inne nazwy „finger”, „palec”). Wzorzec zawiera jeden budynek dworca, z którego pasażerowie „palcami” (korytarzami) udają się do samolotu. Samoloty stoją z obu stron, przeważnie nosem do ścian „palca”. „Palec” jest bezpośrednio związany z budynkiem centralnym, gdzie zlokalizowana jest główna powierzchnia obsługi pasażerów i bagażu;

2. Koncepcja dworca centralnego z „mobil-gate”. Zazwyczaj jest jeden budynek dworcowy, w którym odbywają się wszystkie procesy związane z obsługą pasażerów i bagażu. Samoloty stoją w odpowiedniej odległości od budynku dworca. Pasażerowie dowożeni są z dworca do samolotów i na odwrót specjalnymi pojazdami-salonami, tzw. „mobil-gate”;

3. Koncepcja dworca centralnego z „satelitami”. Główny budynek dworcowy jest okrążony „satelitami”. Każdy „satelita” jest budynkiem, wokół którego stoją samoloty ustawione przeważnie nosem do frontu budynku. „Satelita” może być połączony z główną bryłą dworca w trzech możliwych poziomach: pod ziemią, na powierzchni ziemi i nad ziemią;

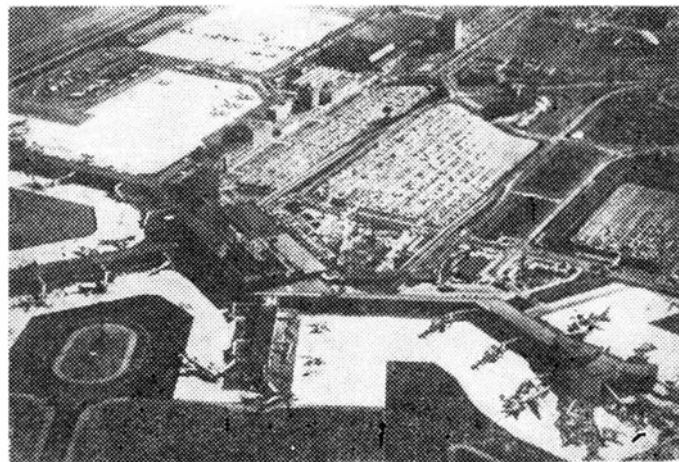
4. Koncepcja dworca lotniczego prosto- lub krzywoliniowego. Wzorzec ten jest budynkiem dworcowym o wydłużonej długości linii frontu budynku od strony miasta i peronu. Samoloty stoją wzdłuż budynku. Taki dworzec może składać się z centralnej powierzchni obsługi lub z kilku oddzielnych sal obsługi pasażerskiej rozmieszczonych wzdłuż całej długości liniowego budynku dworca;

5. Koncepcja dworca lotniczego modułowego. Dworzec wg tej koncepcji składa się z dwóch lub więcej połączonych ze sobą elementów-bloków modułowych. Kształt bloków modułowych ma zarys trójkątów. Samoloty stoją

wzdłuż ścian modułów. Wejście do samolotu — bezpośrednio specjalnymi pomostami.

Celem niniejszego artykułu jest przedstawienie kilku najnowocześniejszych dworców lotniczych, będących reprezentatywnymi przykładami koncepcji dworców, zbudowanych za granicą w ostatnich latach.

1. Dworzec lotniczy Schiphol w Amsterdamie (Holandia) (rys. 2) jest jednym z największych dworców lotniczych Europy. W 1979 r. obsłużył prawie 10 mln pasażerów. Większość całego ruchu stanowią pasażerowie różnych krajów. Na początku lat siedemdziesiątych rozpoczęły się prace studialne i projektowe nad rozbudową starego dworca



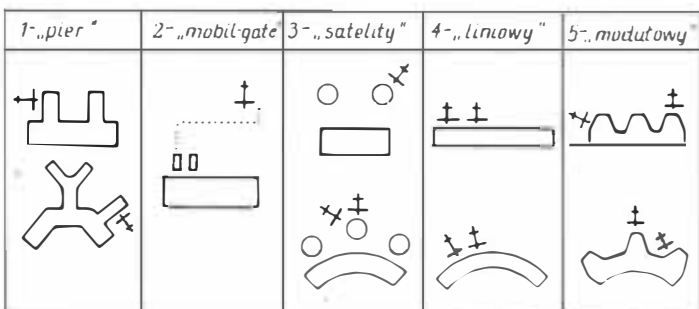
Rys. 2. Ogólny widok na dworzec Schiphol. W prawym dolnym rogu zdjęcia widać nowy „pier D”

i przekształceniem go w kompleks dworcowy składający się z budynku centralnego i przynależnych mu czterech „palców”. W rozbudowanym dworcu lotniczym zastosowano scentralizowany schemat obsługi pasażerów.

Pasażerowie odlatujący, którzy przybyli do sali odlotowego taksówką lub autobusem, wchodzi do sali odlotu w poziomie pierwszej kondygnacji od strony podjazdowej drogi, natomiast pasażerowie, którzy przybyli do portu lotniczego własnym samochodem lub koleją, wchodzi do sali odlotu tunelem łączącym parking i stację kolejową z salą odlotu (rys. 3). Następnie pasażerowie odlatujący podchodzą do jednego z ośmiu miejsc rejestracji bagażu, składających się z 22 stanowisk. Po rejestracji bagażu i przejściu przez pozostałe punkty kontroli, pasażerowie udają się do dużej sali zbiorczej, w której umieszczono wiele punktów dodatkowych usług, m.in. restaurację dla 400 pasażerów tranzytowych. Z sali zbiorczej pasażerowie udają się do jednego z „pier”, a stąd pomostami, tzw. aviobridge do samolotu.

Odwrotną drogę przebywają pasażerowie przylatujący. W przedniej części „pier” u nasady budynku centralnego, schodzą oni na dół, na parter centralnego budynku, gdzie znajduje się sala odbioru bagażu i odprawy celnej. Sala ta w nowej części dworca ma siedem taśmociągów bagażowych, z których każdy może jednorazowo wydać tyle bagażu, ile przewozi samolot typu B.747. W starszej części budynku są trzy taśmociągi. Po odprawie celnej pasażerowie wchodzi do sali spotkań z osobami witającymi, gdzie znajduje się wiele punktów dodatkowych usług. Z sali spotkań można się udać na postój taksówek lub też tunelem do parkingu samochodów i stacji kolejowej. Tunel zaopatrzony jest w ruchome schody i rampy chodnikowe.

W nowo dobudowanej części dworca, na poziomie parteru, znajduje się duże pomieszczenie sortowni bagażu (w bezpośredniej bliskości peronu). Bagaż pasażerów odlatujących zjeżdża z sali odlotu na pierwszym piętrze do sortowni bagażu taśmociągami, które dostarczają go następnie do

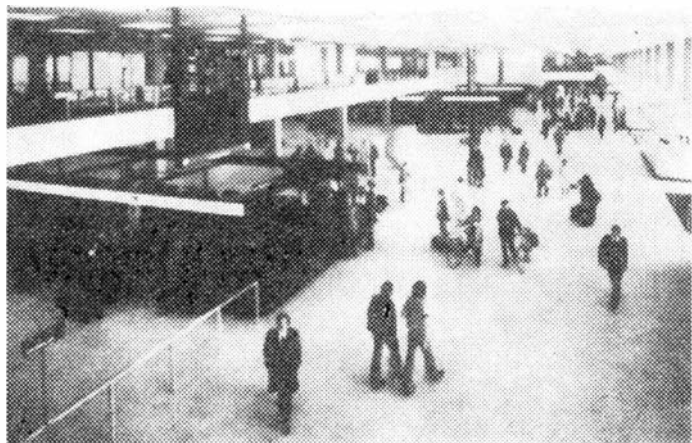


Rys. 1. Podstawowe projektowe koncepcje dworców lotniczych

trzech sortujących karuzel. Bagaż pasażerów przylatujących po przesortowaniu w sortowni jest bezpośrednio podawany (w nowej części dworca) do siedmiu taśmociągów odbioru bagażu (rys. 4).

Najnowszą częścią dworca jest północno-zachodni „pier D”. Na pierwszym piętrze nowego „palca” znajduje się osiem poczekalni przedodlotowych o powierzchni ok. 600 m². Nowy „palec” ma wyjścia do ośmiu samolotów typu B.747 lub większych. Pasażerowie przebywający w „palcach” mają dostęp do wolnocelowych sklepów, barów, kafeterii i innych punktów usługowych znajdujących się bezpośrednio w „palcu”.

Na drugim piętrze w części „palca” znajdują się instalacje klimatyzacyjne, a na parterze biura, toalety, składy i inne pomieszczenia i instalacje techniczne. Korytarz „pier D” wyposażony jest w ruchome chodniki o dług. 190 m i szer. 1 m.



Rys. 3. Sala odlotu w dworcu Schiphol. W sali jest osiem miejsc rejestracji bagażu i biletów

W nowo dobudowanej części budynku dworca znajdują się m.in. następujące pomieszczenia:

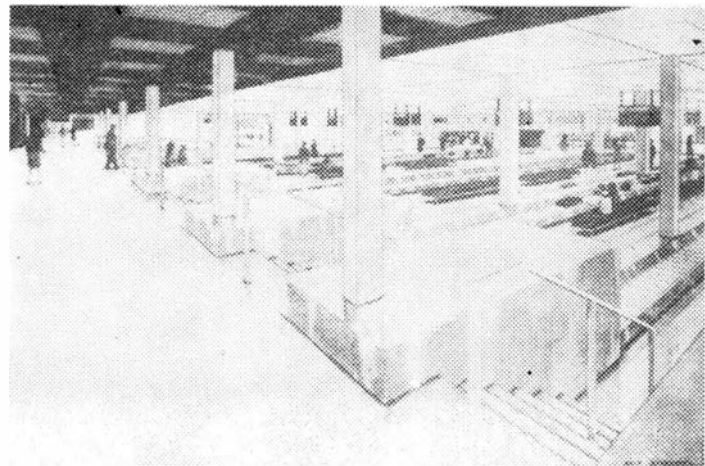
— piwnica: tunel ze sklepami i kafeteriami prowadzący do sal odlotu i przylotu, sklepy wolnocelowe, drogi usługowe do załadunku i wyładunku towarów, instalacje techniczne, śmietnik,

— parter: sala odprawy celnej, sala witających, sala dla ruchu krajowego z wyjściami do autobusów peronowych, sortowania bagażu, sortowania poczty,

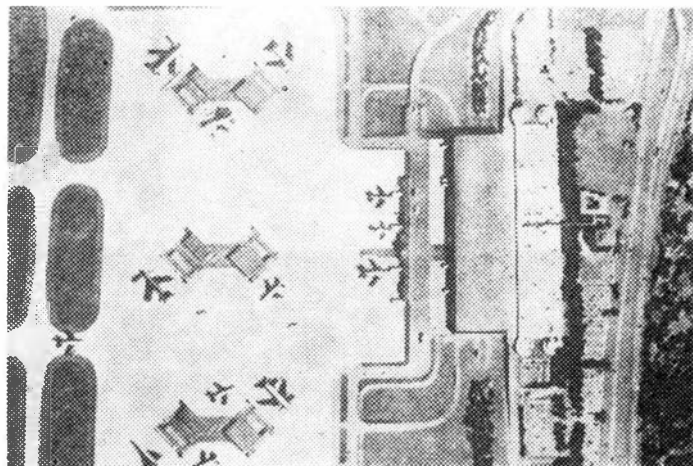
piętro I: sala odlotu, poczekalnia, biura lotnicze, piętro II: kuchnia, restauracja, poczekalnia VIP, biura lotnicze,

piętro III: pomieszczenia biurowe, piętro IV: instalacje techniczne, piętro V: chłodnia wieżowa, transformatory, inne instalacje. Budynek dworca ma kubaturę ok. 300 000 m³, a „palec” 125 000 m³. Oszklona fasada sali odlotowej budynku centralnego ma długość 240 m. Ogólny koszt budowy kompleksu (z peronami i systemem dróg) wyniósł ok. 140 mln florenów.

2. Dworzec lotniczy Mirabel w Montrealu (Kanada) (rys. 5) został otwarty jesienią 1975 r. i jest jednym z najwybitniejszych projektów portów lotniczych ostatnich lat. W 1979 r. w nowym dworcu obsłużono ok. 1,54 mln pasażerów. Koncepcja lotniczej obsługi dworcowej charaktery-

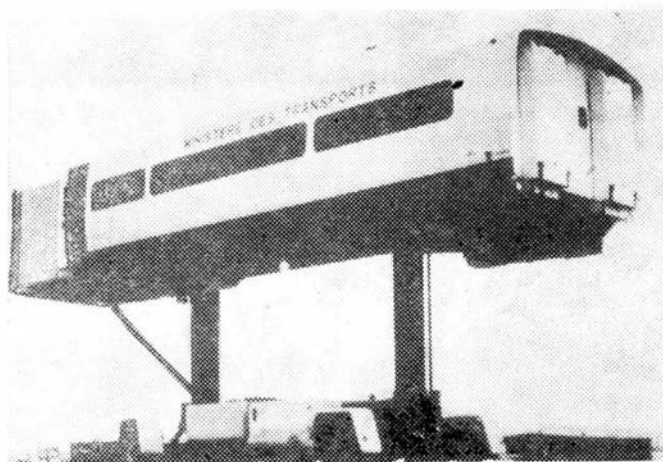


Rys. 4. Sala odbioru bagażu w nowej części dworca Schiphol

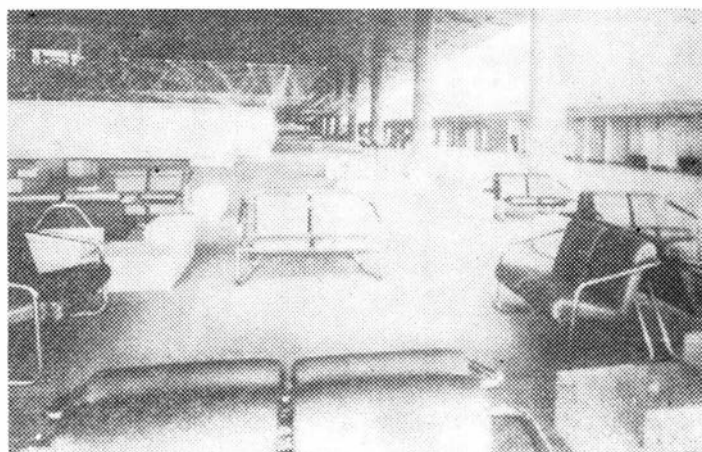


Rys. 5. Widok z lotu ptaka na dworzec Mirabel (makieta)

zuje się odseparowaniem obsługi związanej z samolotem od procesu obsługi pasażerów. Koncepcja odizolowanych wyjść była zaakceptowana po długich rozważaniach planistów i projektantów kompleksu, którzy brali pod uwagę takie czynniki, jak dobry poziom obsługi samolotów i pasażerów, elastyczność, ekonomiczność eksploatacji, łatwość adaptacji do zmian technologicznych. Kompleks obejmuje integrację przestrzeni przeddworcowej od strony podjazdu z przylegającym otwartym parkingiem i parkingiem-garazem. Budynek dworca pasażerskiego jest odseparowany od miejsc, gdzie stoją samoloty, które są obsługiwane przy trzech odizolowanych „wysepkach”. Każda „wysepka” składa się z sześciu miejsc postojowych. Samoloty stojące przy „wysepkach” ustawiane są nosem do frontu budynku „wysepki”. Między głównym budynkiem dworcowym a „wysepkami” zlokalizowano budynek (tzw. aeroquay), który ma cztery miejsca parkingowe. Z budynku centralnego do aeroquay, który jest używany przy obsłudze lotów krótkodystansowych, prowadzi krótki podziemny pasaż. Aby dostać się do samolotów dalekodystansowych rejsów krajowych



Rys. 6. „Mobil-gate” (pojazd-salon) przewożący pasażerów między samolotami a budynkiem dworcowym



Rys. 7. Sala odlotu dworca Mirabel. W głębi półpiętro, po prawej drzwi do „mobil-gate”

i międzynarodowych, trzeba pasażerów z głównego budynku dworcowego transportować specjalnymi pojazdami — „ruchomą poczekalnią” (mobil-gate) (rys. 6). Pojazdy te zabierają 150 pasażerów i osiągają prędkość 30 km/h. Srubowy system lewarkowy pozwala podnieść „mobil-gate” do żądanej wysokości wejścia do samolotu. Pojazdami tymi można jednocześnie obsłużyć 18 samolotów. Obecnie w porcie lotniczym są w użyciu 22 pojazdy.

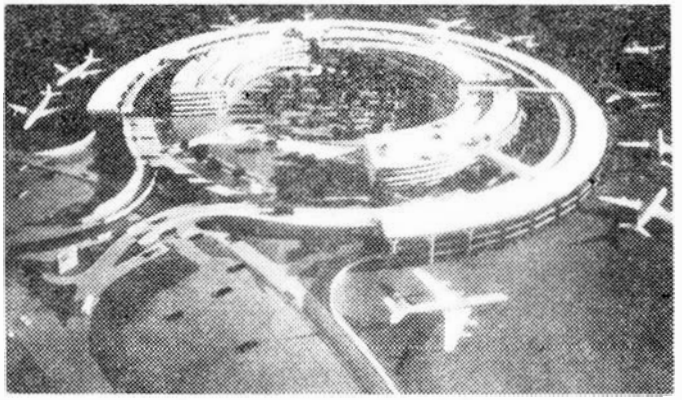
Dominującą cechą dworca lotniczego w Mirabel jest komfort. Odległości do przebycia pieszego są znacznie krótsze niż wymagają tego międzynarodowe przepisy. Przy wykorzystaniu zalet pasażerskich pojazdów transportowych, dworzec jest w efekcie zaprojektowany jako pojedynczy obiekt bezpośrednio łączący stronę podjazdu z peronem. Proces obsługi pasażerów jest zaprojektowany jako przemieszczanie się ruchu pieszego między stroną podjazdową a wyjściami do pasażerskich pojazdów transportowych.

Proces obsługi pasażerów jest standardowy wg zaleceń międzynarodowych organizacji lotniczych. Wszystkie czynności związane z kontrolą pasażerów i bagażu odbywają się w poziomie jednej kondygnacji.

Charakterystyczną cechą dworca lotniczego w Mirabel jest umieszczenie dużych sal odlotu i przylotu na poziomie jednego piętra, co miało wpływ na duże wymiary budynku. Budynek dworca (w planie) jest obiektem o długość 354 m i szer. 92 m. Ciągające się przez całą długość budynku półpiętro (rys. 7) powoduje optyczne zmniejszenie wielkości wymiarów sal, umożliwiając bezpośrednią obserwację przylatujących pasażerów.

Poniżej sal pasażerskich usytuowano salę obsługi bagażu odbieranego i dostarczanego do aeroportu i „wysepek” drogi obsługi technicznej. Pozostała przestrzeń piwnicy jest zarezerwowana dla przyszłego systemu transportu „rapid”.

Klarowność, prostotę orientacji wewnątrz dworca podkreśla otwarta struktura i całkowite oszklenie.



Rys. 9. Makieta jednego z budynków kompleksu dworcowego w Kansas City. Wewnątrz placu przeddworcowego przewidziano miejsce na wielopoziomowy parking

— kondygnacja druga zawiera pomieszczenia dodatkowej obsługi pasażerów, tj. restauracje, bary, sklepy, pocztę i inne stoiska usług;

— kondygnacja trzecia jest przeznaczona na piętro do obsługi pasażerów odlatujących. Jest ono połączone windami z parkingiem i z drogą podjazdową. Piętro dla pasażerów odlatujących jest połączone z piętrem tranzytu ruchomymi schodami, które przecinają centralną przestrzeń;

— kondygnacja czwarta jest piętrem przeznaczonym do obsługi ruchu tranzytowego i jest połączona z kondygnacjami 3 i 5. Ma ona również tunelowe połączenie z „satelitami”;

— kondygnacja piąta jest piętrem dla przylatujących pasażerów. Zlokalizowano tu instalacje odbioru bagażu oraz stanowiska odprawy celnej. Po przejściu przez strefę celną, przybywający pasażerowie podchodzą do skraju drogi podjazdowej, gdzie czekają na nich samochody, taksówki i autobusy. Jeżeli pasażer ma swój samochód na jednym z parkingów, dostaje się tam windą;

— kondygnacja szósta zawiera instalacje systemu klimatyzacji oraz siłownię dworca;

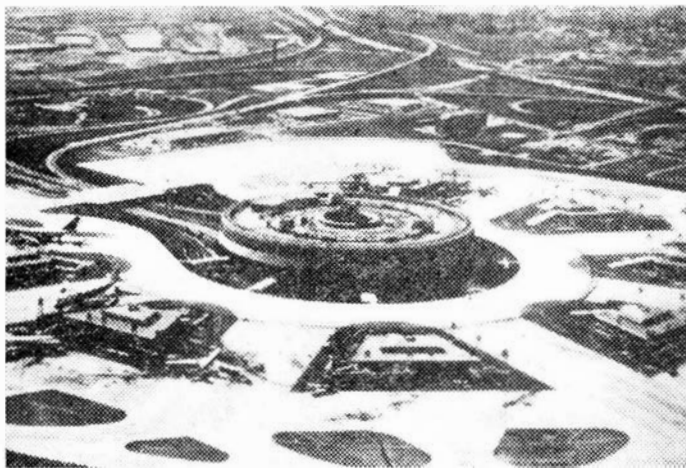
— kondygnacja siódma, ósma, dziewiąta i dziesiąta są przeznaczone na parking. Każde piętro może pomieścić 4000 samochodów. Dojazd do tych kondygnacji odbywa się spiralnym podjazdem wokół budynku centralnego. Kondygnacje te nie mają ścian osłonowych.

— kondygnacja jedenasta ma otwarty parking, promenadę widokową i biura.

Projektując dworzec, architekci dążyli do stworzenia kontrastu między budynkiem centralnym a „satelitami”. W przeciwieństwie do betonowej bryły budynku centralnego „satelity” mają ściany z płyt szklanych. Przejście z betonowego budynku głównego do wnętrza „satelity” pasażerowie odczuwają jako oznakę początku podróży, co jest spowodowane otwartym widokiem na niebo. „Satelity” mają w planie formę trapezu. Są to budynki niskie, wznoszące się nad poziom peronu na ok. 10 m. Każdy „satelita” ma cztery kondygnacje o pow. ok. 300 m² każda. W piwnicach każdego „satelity” zlokalizowano różne instalacje techniczne. Wyższa kondygnacja jest zarezerwowana dla służb peronowych i służb obsługi bagażu. Ostatnia kondygnacja jest przeznaczona dla pasażerów. Mieszczą się tu oszklenie poczekalnie z widokiem na peron. Kondygnacja ta jest połączona tunelem z kondygnacją tranzytu w głównym budynku dworcowym. Pasażerowie z „satelity” wchodzi na pokład samolotu przez teleskopowe pomosty (41 pomostów na siedmiu „satelitach”).



Rys. 10. Piętro II dworca w Kansas City. W głębi widać półpiętro (makieta)



Rys. 8. Dworzec lotniczy im. Charlesa de Gaulle'a w Paryżu

3. Dworzec lotniczy Terminal-1 im. Charlesa de Gaulle'a w Paryżu (Francja) charakteryzują: metoda obsługi, ciekawa architektura i wykończenie wewnątrz (wyeksponowanie betonu).

Wg architekta Paula Andreu'a kompleks dworcowy musi zabezpieczyć obsługę przyszych samolotów, również ponaddziesięciokrotnych. Na dworcu o przepustowości 8 mln pasażerów rocznie (jednak już w 1979 r. obsłużył on 9,76 mln pasażerów) wszelkie operacje związane z obsługą pasażerów powinny być scentralizowane, a wszystkie samoloty powinny stać w pewnej odległości od głównego budynku dworcowego.

Koncepcja dworca Terminal-1 jest zwarta, a projektanci wprowadzili do obsługi pasażerów najnowszą technikę. Kompleks dworcowy składa się z budynku centralnego z parkingiem na dachu oraz z siedmiu „satelitów” okrążających budynek centralny. Budynek centralny ma kształt pierścienia z dużą otwartą przestrzenią w centrum, przecinaną ruchomymi chodnikami umieszczonymi w oszklo-nych korytarzach (rys. 8).

Budynek centralny ma jedenaście kondygnacji i dwa półpiętra na pierwszej i piątej kondygnacji:

— kondygnacja pierwsza jest jakby piętrem nad piwnicą. Zlokalizowano tu sortownię bagażu pasażerów odlatujących i przylatujących. Bagaż jest transportowany między tym piętrem a „satelitami” za pomocą automatycznie kontrolowanego systemu transportu bagażu;

Z zewnątrz budynek centralny zaprojektowany jest w skali odpowiadającej potężnej wielkości samolotów. Temu wrażeniu sprzyja wyeksponowanie w elewacjach surowego betonu. Natomiast wewnątrz budynku jest zaprojektowane w skali odpowiadającej człowiekowi. Wprawdzie tu również zastosowano surowy beton lecz w połączeniu z innymi materiałami. Specjalną uwagę projektanci zwrócili na kolorystyczne wykończenie wnętrz (wiele elementów czarnych, białych i w różnych odcieniach szarości, strefy handlowe zaakcentowano czerwienią, fioletem i błękitem).

Ogólny koszt budowy wyniósł ok. 330 mln dol.

4. Dworzec lotniczy w Kansas City (USA) (rys. 9) jest zbudowany na zasadzie obsługi pasażerskiej typu „drive-to-gate” i jest dworcem zdecentralizowanym. W 1979 r. obsłużył 5,98 mln pasażerów. Budynek dworca ma formę okręgu, z którego wycięto ok. 20% obwodu. Dworzec o wymiarach 22 x 700 m obsługuje 15-19 wyjść do samolotów. Cały kompleks budynków dworcowych składa się z czterech identycznych budynków.

Każdy przewoźnik lotniczy dzierżawi określoną część budynku dworcowego wyłącznie do swojego użytku wg własnych standardów, lecz dopasowanych do ogólnych zasad projektowych.

Zdecentralizowana metoda obsługi pasażerskiej zredukowała piesze przejścia do ok. 25÷50 m, licząc od zewnętrznej podjazdy do pomostu łączącego poczekalnię z samolotem. W większości portów lotniczych odległości te wynoszą 250 m.

Odlatujący pasażer, jeżeli przyjechał do portu lotniczego autobusem lub taksówką, podejżdża do zewnętrznej ściany budynku zatrzymując się obokżądanego wejścia. Jeżeli przyjechał własnym samochodem, zostawia go na parkingu w takim miejscu, aby stał jak najbliższe wejścia i miejsca rejestracji na żądany lot. Po załatwieniu wszelkich formalności paszportowo-celnych pasażer przechodzi pomostem do samolotu.

Od strony podjazdy zarówno pasażerowie, odprowadzający, witający, jak i turyści mają dostęp do wszelkich miejsc usługowych takich jak bary, kwaciarnie i inne kioski.

Każdy z czterech budynków kompleksu dworcowego jest trzykondygnacyjny. W najniższej położonej kondygnacji znajdują się pomieszczenia wyposażenia mechaniczno-elektrycznego oraz korytarz komunikacyjny. Od strony peronu znajduje się sortownia bagażu, szatnia dla personelu oraz magazyny. Pasażer nie ma dostępu do tych pomieszczeń. Na drugiej kondygnacji (rys. 10) znajdują się pomieszczenia obsługi pasażerów, jak np. poczekalnie, centrum informacji oraz inne punkty usług. Trzecia kondygnacja, w formie półpiętra, została przeznaczona na lokalizację dwóch restauracji, baru, pomieszczeń VIP dla każdej firmy lotniczej. W przyszłości kondygnacja ta może być użyta jako drugi poziom dostania się do przyszłych dwupoziomowych samolotów.



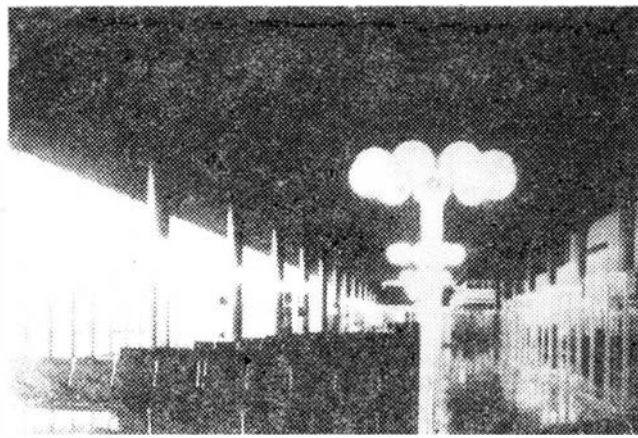
Rys. 11. Dworzec Szeremietiewo-2 od strony drogi podjazdowej

Wewnątrz każdego okręgu, na którym opisany jest budynek dworca znajduje się otwarty parking dla 900 samochodów. W przyszłych wielopiętrowych garażach wewnątrz okręgu będzie mieściło się 11 350 samochodów.

Ogólny koszt budowy dworca wyniósł ok. 24 mln dol.

5. Dworzec lotniczy Szeremietiewo-2 w Moskwie (ZSRR) (rys. 11). Prace montażowe tegoż dworca rozpoczęły się w 1977 r. Cały kompleks dworcowy oddano do eksploatacji w maju 1980 r. jeszcze przed rozpoczęciem XXII Igrzysk Olimpijskich (na budowę dworca zdecydowano się wyłącznie z okazji Olimpiady).

Nowy moskiewski dworzec lotniczy, obsługujący ruch

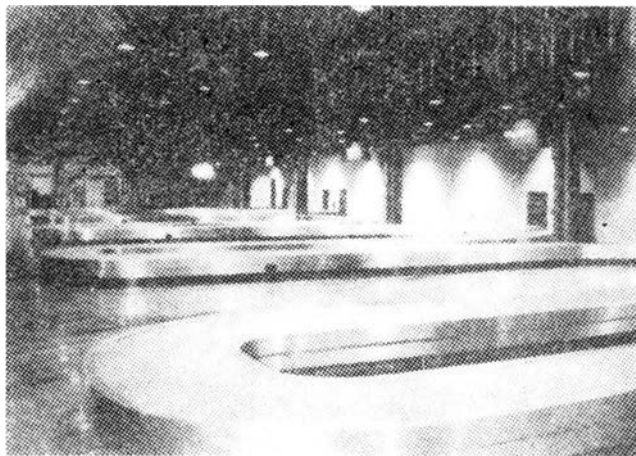


Rys. 12. Poczekalnia przedodlotowa dworca Szeremietiewo-2

międzynarodowy, zaprojektowany został do obsługi 6 mln pasażerów rocznie. Wybudowały go zachodniemieckie firmy Ruterbau i M. Vilke N.O., a zaprojektował architekt Heinz Wilke — projektant dworca lotniczego w Hanowerze. Oba dworce mają więc podobny wyraz architektoniczny, konstrukcję, zasadę obsługi pasażerów i wyposażenie wnętrza.

Odprowa pasażerów odbywa się w trzech poziomach: przylatujących na parterze, odlatujących na pierwszym piętrze, tranzytowych na drugim piętrze.

Przy dworcu lotniczym znajduje się 19 stanowisk postoju samolotów, do których pasażerowie dostają się pomocami. Samoloty, których stanowiska postojowe są ustawione w większej odległości od budynku dworca, są obsługiwane przez peronowe autobusy.



Rys. 13. Sala odbioru bagażu dworca Szeremietiewo-2

Dojazd dla samochodów osobowych i autobusów zaprojektowano od strony miasta na poziomie parteru i pierwszego piętra. Przed budynkiem usytuowano krótkoterminowy parking samochodowy, na którym może się zatrzymać 51 samochodów osobowych i 22 autobusów. Średnio- i długoterminowy parking jest zlokalizowany blisko drogi podjazdowej połączonej z autostradą Moskwa—Leningrad.

W strefie obsługi pasażerów na poziomie odlotów w dużej hali zlokalizowano stanowiska odprawy celnej, rejestracji bagażu i biletów, kontroli paszportowej i bezpieczeństwa. Za stanowiskami bezpieczeństwa znajduje się 19 poczekalni o ogólnej powierzchni 9600 m². Poczekalnie te mogą być, w zależności od potrzeb, dowolnie łączone w większe pomieszczenia. Każda poczekalnia ma 200 miejsc.

Pasażerowie opuszczają poczekalnie przedodlotowe (rys. 12) korytarzami „dystrybucji”, które umieszczone są wewnątrz, wzdłuż ścian fasady budynku od strony peronu. Korytarz ten łączy wszystkie poczekalnie. Taką koncepcję korytarzy „dystrybucji” po raz pierwszy zastosowano w Hanowerze.

Obok poczekalni w lewym module znajduje się salon prezydencki. Pomieszczenie VIP zlokalizowano na granicy między salą ogólnodostępną a prawym modulem.

Zastosowany w Szeremietiewo-2 system obsługi bagażu może w ciągu 1 h obsłużyć 4200 jednostek bagażowych, co odpowiada projektowanemu zaleceniu dwie jednostki bagażowe na jednego pasażera. System obsługi bagażu składa się z 8 taśmociągów dla przylotu i 8 taśmociągów dla od-

lotu. W dworcu dodatkowo jest winda towarowa do transportu wyjątkowo dużych pakunków. Salę odbioru bagażu przedstawia rys. 13.

Dominującym elementem kompleksu dworcowego jest budynek centralny o wysokości 43 m, otoczony znacznie niższymi modułami o formie trójkątów ze ściętymi kątami. Symetryczne ułożenie modułów oraz ich odbicie w oszkłonej fasadzie budynku centralnego powodują optyczną jedność całego kompleksu. Dzięki temu duża kubatura całości, wynosząca ok. 580 000 m³, nie jest zauważalna przez obserwatora.

W centralnym budynku znajdują się na poziomie:

- przylotu: kawiarnia dla 100 osób, kino, informacja turysty, biuro rzeczy znalezionych, kasy bankowe,
- odlotu: kasy bankowe, pomieszczenie VIP, sklepy wojnołowe, administracja,
- tranzytu: bufety, dwie restauracje dla 345 osób,
- piętra III: jadalnia o pow. 1100 m² dla 500 osób,
- piętra IV, V, VI: restauracja dla 300 osób, główna kuchnia, pokój bankietowy dla 100 osób,
- piętra VII i VIII: pomieszczenia administracji biur lotniczych,
- piętra ostatnie: instalacje obsługi inżynierskiej, centrum komputerowe, urządzenia wentylacyjne i klimatyzacyjne, centrum kontroli ruchu lotniczego.

Dworzec lotniczy został zbudowany z elementów prefabrykowanych, przywiezionych z RFN. Konstrukcję nośną stanowi szkielet stalowy. Ściany zewnętrzne i działowe wy-

konane są z betonowych elementów prefabrykowanych. Wymiary 310 × 140 m.

Koszt realizacji kompleksu dworcowego wyniósł ok. 133 mln dol.

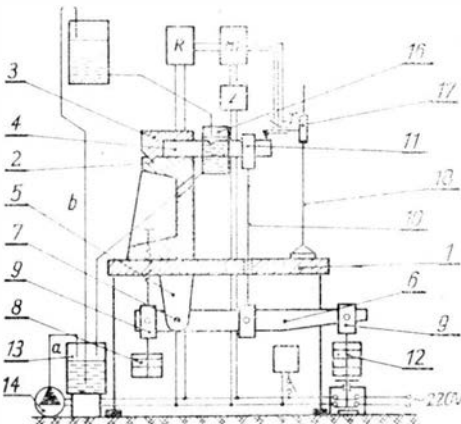
LITERATURA

1. J. P. BRAAKSMA, J. H. SHORTREED: Metod for designing Airport Terminal Concept. *Transportation Engineering Journal* nr 5/1975 r.
2. Przedłożenia po objemno planirowocznym rozwiązaniom zdani i sooruzenij aeroportow, gorodskich aerowokzalow, agienstw, priedumatriwajuszczije ich blokirowku, kooperirowanije i unifikaciju. Wyd. RWPG — Koisajsja Lotnictwa Cywilnego VIII 1979 r.
3. L. W. SCHERPIER: Amsterdams Gateway to Europe Enlarged. *Airport Forum* nr 4 1975 r.
4. J. F. BINDLEY: Montreal Mirabel Airport-will simplicity work? *Airport Forum* nr 4 1975 r.
5. E. NAEF: The Mirabel Airport: A status report. ICAO nr 1 1974 r.
6. A. SCHINE, P. HALEY: Mirabel-Scope for Development until 2020. *Airport Forum* nr 2 1976 r.
7. K. HÖHLE: Paris — Charles de Gaulle Airport opens for business. *Interavia* nr 4 1974 r.
8. K. HÖHLE: Roissy en France: Massiv dimensions in manageable units. *Interavia* nr 11 1972 r.
9. H. A. KIVETT: Kansas City — the Airport with Short Walking Distances. *Airport Forum* nr 2 1972 r.
10. Soviet Airport Catch Up. *Airport Forum* nr 4 1978 r.
11. H. STÜBS: Good looks, smooth running are Moscow alms. *Airport International*, September, 1980 r.

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

● Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Rzeszów zgłosiła do opatentowania urządzenie do badania korozji naprężeniowej materiałów (autorzy: I. Pożarycki, J. Biedroń, S. Pokrzywa, J. Cisko). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie zwiększenia dokładności badań i ich automatyzacji.

Urządzenie do badania korozji naprężeniowej i wyznaczenia stałej materiałowej K_{ISCC} oraz przeprowadzania badań po-



równawczych materiałów konstrukcyjnych stosowanych zwłaszcza w przemyśle lotniczym, okrętowym, chemicznym zbudowane jest z kadłuba 1, kolumny 2 wraz z uchwytem 3 do mocowania badanej próbki 4. Wspornika 5, w którym ułożyskowana jest dźwignia 6 za pomocą osi 7, na jednym końcu której zawieszony jest przeciwważar 8, a na drugim szalka 9 z ciężarkami 12 i ciężno 10 wyposażone w uchwyt 11 umocowany do luźnego końca badanej próbki 4 powodując jej rozciąganie lub zginanie. Urządzenie zawiera też układ hydrauliczny czynnika korozyjnego składający się ze zbiornika 13 połączonego z pompą 14 tłoczącą sprężone powietrze do podnoszenia czynnika korozyjnego przewodem a do zbiornika grawitacyjnego 15, skąd przewodem b do zbiornika 16 zawieszono na badanej próbce 4 w okolicach karbu K, a ponadto zawiera układ pomiarowo-rejestrujący składający się z czujni-

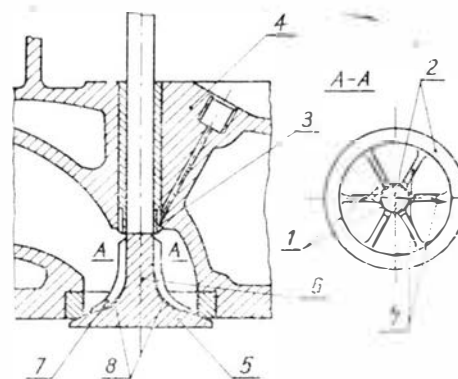
ków tensometrycznych T przemieszczenia osadzonych na wysięgniku 17 umieszczonym na kolumnie statywu 18 mostka tensometrycznego MT zasilanego zasilaczem Z i rejestratora R rejestrującego zmiany prądu odpowiadające zmianom odkształceń badanej próbki 4 zasilanych z sieci.

Skrót opisu wynalazku, chronionego jednym zastrzeżeniem, opublikowany jest w BUP nr 4/1980 r., w klasie G01 N, pod nr P.207738.

● Politechnika Rzeszowska im. Ignacego Łukasiewicza zgłosiła do opatentowania wynalazek pn. Sposób chłodzenia zaworu wylotowego silnika tłokowego i wykonanie zaworów wylotowych do stosowania tego sposobu (autor J. Leś). Wynalazek rozwiązuje zagadnienia okresu eksploatacyjnego silników gaźnikowych.

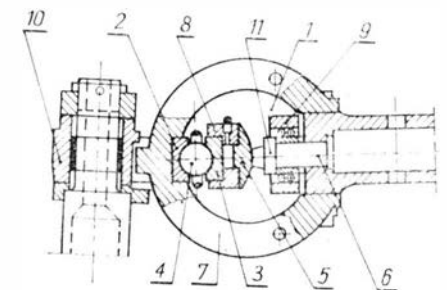
Sposób wg wynalazku polega na tym, że między przestrzenie żeberkowe 1 zaworu 2 doprowadza się przez kanałki 3 wykonane w korpusie 4 silnika, tuż przed otwarciem zaworu 2, strumień wody lub sprężonego powietrza.

Zawór do stosowania tego sposobu charakteryzuje się tym, że jego profil przejścia z grzybka 5 w trzonek 6 zaopatrzony jest w kilka żeberek wzdłużnych 7, symetrycznie rozmieszczonych na obwodzie tego profilu, zaś między żeberkami 7 profil przejścia grzybka 5 w trzonek 6 ma wybrania 8 obniżające masę zaworu.



Skrót opisu wynalazku, chronionego dwoma zastrzeżeniami, zamieszczono w BUP nr 6/1980 r., w klasie F01 L, pod nr P.214123 T.

● Ośrodek Badawczo-Rozwojowy Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Świdnik zgłosił do Urzędu Patentowego PRL wzór użytkowy pn. Piasta wirnika nośnego, zwłaszcza śmigłowca (autorzy: S. Trębacz, M. Błaszczak, M. Bojczuk, W. Kawala).



Wzór użytkowy charakteryzuje się tym, że ma przegub 1 zestawiony z kuli 4, która jest osadzona w gniazdach 2, 3, nakładkę 5 o wypukłej powierzchni sterowniczej oraz sworzeń 6 zaopatrzony w wklęsłą powierzchnię sferyczną współpracującą z nakładką 5. Przegub 1 jest usytuowany wewnątrz obejmy 7. Gniazdo 2 przegubu 1 jest osadzone we wgłębieniu obejmy 7, zaś gniazdo 3 jest zamocowane w ramieniu 8 korpusu 10.

Element regulacyjny stanowi sworzeń 6 zaopatrzony w nakrętkę 11. Ponadto na sworzniu 6 jest osadzone sferyczne łożysko 9, na którym jest zamocowane jedno z ramion jarzma, zaś drugie jego ramie przez łożysko elastomeryczne jest połączone z popychaczem. Wspólny promień R dla powierzchni sferycznych nakładki 5 i sworznia 6 jest wyprowadzony ze środka kuli 4.

Skrót opisu wzoru użytkowego, chronionego trzema zastrzeżeniami, jest opublikowane w BUP nr 5/1980 r., w klasie B64 C, pod nr W. 61411.

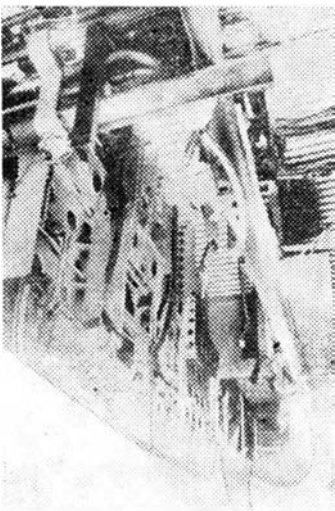
PZL-37 Łoś w wersji dalekiego zasięgu

Mgr ANDRZEJ MORGALA

Od chwili uruchomienia produkcji seryjnej samolotu PZL-37 bez przerwy prowadzono przy nim prace modernizacyjne od drobnych poprawek o charakterze użytkowym do stosowania mocniejszych i sprawniejszych silników, wprowadzenia nowych doskonalszych typów broni pokładowej, tworzenia nowych wersji itd.

Interesującą odmianę stanowił Łoś dalekiego zasięgu pomysłany w zasadzie jako wyposażenie plutonów rozpoznawczych składających się z trzech maszyn włączonych organicznie do każdej eskadry bombowej. Wytwórnia przewidywała początkowo możliwość wyposażenia każdego samolotu seryjnego w dodatkowe zbiorniki paliwa zabudowane w komorze bombowej w miejsce wyrzutników. Tytułem próby zamontowano zbiorniki na jednym ze znajdujących się w budowie seryjnych PZL-37A (rys. 1 i 2). Umieszczone w komorze bombowej dwa zbiorniki dodatkowe o łącznej pojemności 740 dm³ pozwalały na znaczne przedłużenie zasięgu — o ok. 80% w stosunku do zasięgu normalnego z pełnym ładunkiem bomb. W praktyce zmiany okazały się zbyt kłopotliwe, zwłaszcza że zamierzano przeprowadzać je w warsztatach parków pułkowych.

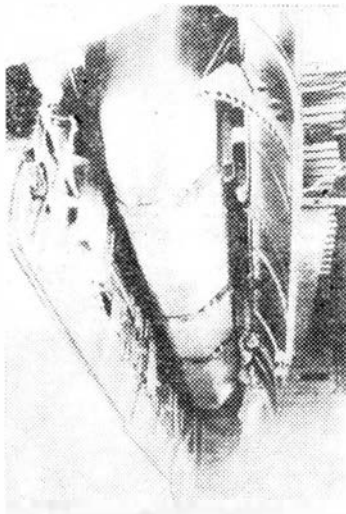
Dla przeprowadzenia prób eksploatacyjnych wytwórnia PZL WP-1 wyposażyla w dodatkowe zbiorniki paliwa 4 seryjne PZL-37B, które odebrano wiosną 1939 r. Dwa Łośie dalekiego zasięgu wzięły udział w rajdzie dyonu X/1 dookoła Polski wykonanym w dniu 2 lipca 1939 r. Dyon w liczbie 18 PZL-37B i PZL-37Abis poderwano w trybie alarmowym o godz. 4.00 nad ranem. Przelot planowano na trasie o długości 1850 km znaczonej następującymi punktami zwrotnymi lub orientacyjnymi: Warszawa Okęcie — Wilno Porubanek — Lida — Baranowicze — Lwów Skniłów — Kraków Rakowice — Pustynia Błędow-



Rys. 1. Komora bombowa samolotu Łoś pozbawiona wyrzutników i przystosowana do zawieszania dodatkowych zbiorników paliwa. Po bokach widoczne są luźno zwisające obejmy zbiorników

ska — Częstochowa — Poznań Ławica — Toruń — Warszawa Okęcie. Start i punkt docelowy stanowiło lotnisko macierzyste Okęcie. W locie zmianie uległa trasa rajdu. Ominięto Wilno z powodu niesprzyjających warunków atmosferycznych (burza na czele frontu) i Toruń wskutek późnej pory. W połowie trasy nastąpiło jedynie międzyładowanie dywizjonu na lotnisku Skniłów we Lwowie. Na Okęcie lądowano o zmierzchu tuż po 20.00. Do celu dotarło 16 samolotów, 2 lądowały przymusowo na trasie przelotu. Był to pierwszy grupowy lot całego dywizjonu Łośi na tak długiej trasie. Następny rajd poza granicami kraju zaplanowano na połowę lipca ale już w wykonaniu Łośi

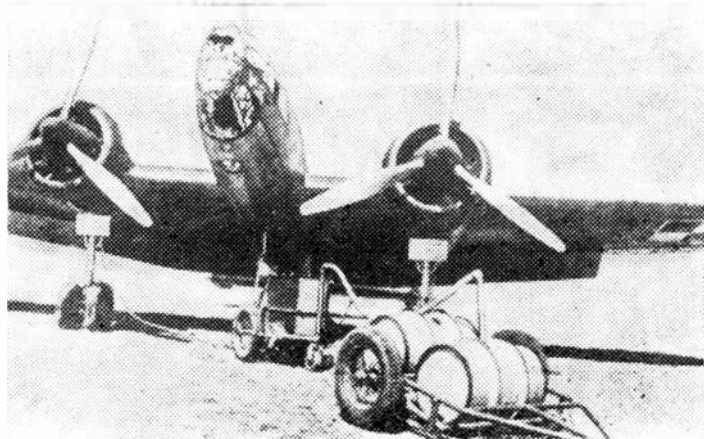
dalekiego zasięgu (rys. 3). Klucz Łośi z załogami z dyonu X/1 miał wykonać grupowy przelot na II Aero Salon w Brukseli.



Rys. 2. Dodatkowe zbiorniki paliwa w komorze bombowej PZL-37A

W tej dużej imprezie zorganizowanej na półtora miesiąca przed wybuchem wojny Niemcy wystawili samoloty Ju-87, Do-17 i myśliwki Avia B-35 produkowany w protektoracie Czech i Moraw. Anglia pokazała bombowce Vickers Wellington, a Polska zamierzała zademonstrować rozpoznawczo-bombowe Łośie dalekiego zasięgu, które miały przybyć do Brukseli lotem nad Bałtykiem, Danią i Morzem Północnym. Po drodze miał być zorganizowany również dodatkowy pokaz w Kopenhadze. Ponadto przewidywano udział naszych bombowców w defiladzie wojskowej 14 lipca w Paryżu podczas obchodów święta narodowego Francji.

Belgowie oczekiwali na Łośie z wielkim zainteresowaniem zwłaszcza, że firma Constructions Aeronautiques G. Renard zakupiła licencję na produkcję PZL-37C. W tym czasie ujawniono jednak poważną usterkę. Dodatkowe zbiorniki po kilku godzinach pracy w locie traciły szczelność i zaczynały przeciekać. Pod samolotami stojącymi na płytach tworzyły się kałuże paliwa. Wobec takiej sytuacji odwołano lot do Brukseli, a samoloty powróciły do wytwórni. Wybuch wojny przerwał prace nad tą interesującą i nie znaną dotychczas odmianą Łośia.



Rys. 3. Napełnianie zbiorników paliwa w kadłubie PZL-37B

Adres dla korespondencji:

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

Siedziba Redakcji:

ul. Chopina 5^B m. 4

Tel. 28-64-64

Wydawca

WYDAWNICTWO CZASOPISM I KSIĄŻEK TECHNICZNYCH
SIGMA Przedsiębiorstwo Naczelnej Organizacji Technicznej

SPIS TREŚCI:

A. Glass: Rok 1981 w lotnictwie Z KRAJU I ZE SWIATA	
STATYSTYKA LOTNICZA: Działalność Polskich Linii Lotniczych LOT 1979÷1980	
J. M. Morawski, T. Smolicz: Uskok wiatru — działanie na samolot, środki zmniejszające zagrożenie (II)	
M. Krawczyk: Zastosowanie przyrządu SIGMA oraz projektora CYKLOP do sprawdzania profilu pióra łopatek silników lotniczych	
S. Skrzyński, M. Litwińczyk: Uwagi o aerodynamice profiliów szybowcowych	11
KARTOTEKA TLiA: British Aerospace (Handley Page H.P.137) Jetstream 31 — W. Brytania	15
Caproni Vizzola C22J — Włochy	17
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Międzynarodowe normy zdadności do lotów statków powietrznych. Aneks 3 do Konwencji o Międzynarodowym Lotnictwie Cywilnym (III)	20
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Samoloty i śmigłowce specjalne	21
PROJEKTY: Airbus A320 — Francja—RFN—W. Brytania—Hiszpania	23
PROTOTYPY: SIAI Marchetti S.211 — Włochy	23
Wiktor Leja (1910÷1981) (LUDZIE POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	24
W następnym numerze	25
P. Oralewski, W. Superson: Wybrane przykłady koncepcji pasażerskich dworców lotniczych	26
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	30 i III str. okł.
A. Morgała: PZL-37 Łoś w wersji dalekiego zasięgu (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	31
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK	III okł.

Na okładce: Samoloty Po-2: S-2 gen. Z. Berlinga (1943 r.), Po-2P (1945 r.), Po-2P (1958 r.) — rys. K. Cieslak.

Redaktor naczelny:

mgr inż. Andrzej Glass

Sekretarz Redakcji:

Emilia Łazarewicz

Redaktorzy działowi:

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

Rada programowa:

mgr inż. W. Błaszczak, mgr inż. Z. Górnalski, mgr inż. A. Glass, dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. J. Grzegorzewski (zca przew.), mgr inż. F. Gwiżdż, dr inż. B. Jancelewicz, mgr inż. E. Kołodzieński, doc. dr inż. T. Kostła, 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. Mikuszka, mgr inż. A. Misiołek, mgr inż. Z. Olszański, mgr inż. E. Pujso, mgr inż. Z. Stanekiewicz, mgr inż. S. Trębacz, inż. R. Wołński, mgr inż. M. Zawadzki



Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakład nr 1. W-wa. Zam. 1326-1300-81. Nakład 6000 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 70 g. Z.47. Cena pojedynczego egz. zł 50,—

Prenumerata roczna zł 300,—

INDEKS 37909

STRESZCZENIA

MORAWSKI J. M., SMOLICZ T.: Uskok wiatru — działanie na samolot, środki zmniejszające zagrożenie (II). TLiA, t. XXXVII, 1982, nr 2, s. 5

W artykule omówiono zjawiska uskoku wiatru, jego działanie na samolot oraz aktualnie dostępne środki pilotażowe (software) i techniczne (hardware) ograniczające zagrożenie.

KRAWCZYK M.: Zastosowanie przyrządu SIGMA oraz projektora CYKLOP do sprawdzania profilu pióra łopatek silników lotniczych. TLiA, t. XXXVII, 1982, nr 2, s. 8

Przedstawiono metodykę pomiarów profilu łopatek silników turbinowych oraz ocenę błędów pomiaru.

SKRZYŃSKI ST., LITWIŃCZYK M.: Uwagi o aerodynamice profiliów szybowcowych. TLiA, t. XXXVII, 1982, nr 2, s. 11

Opisano zjawiska zachodzące podczas opływu profilu lotniczego oraz przedstawiono perspektywy rozwoju profili szybowcowych.

ORALEWSKI P. ST., SUPERSON W.: Wybrane przykłady koncepcji pasażerskich dworców lotniczych (II). TLiA, t. XXXVII, 1982, nr 2, s. 26

W artykule opisano kilka najnowocześniejszych dworców lotniczych zbudowanych za granicą w ostatnich latach. Przedstawione przykłady reprezentują pięć podstawowych koncepcji pasażerskich dworców lotniczych obecnie stosowanych przy projektowaniu tego typu budynków użyteczności publicznej.

MORGAŁA A.: PZL-37 Łoś w wersji dalekiego zasięgu. TLiA, t. XXXVII, 1982, nr 2, s. 31

Opisano gdzie powstania i próby w 1939 r. wersji samolotu bombowego Łoś ze zbiornikami zwiększającymi blisko dwukrotnie zasięg samolotu.

CONTENTS

MORAWSKI J. M., SMOLICZ T.: Wind-shear; its effect on an airplane, means to reduce the hazard (II). TLiA, vol. XXXVII, 1982, No. 2, p. 5

The paper presents the phenomenon of wind-shear, its effect on an airplane and the available at present pilotage (software) and technical (hardware) means to reduce the hazard.

KRAWCZYK M.: Application of the SIGMA instrument and the CYCLOP projector to check the blade profile of aviation engine vanes. TLiA, vol. XXXVII, 1982, No. 2, p. 8

Methods of measurement of the blade profile in turbine engines and evaluation of measurement errors have been shown.

SKRZYŃSKI ST., LITWIŃCZYK M.: Remarks on aerodynamics of glider profiles. TLiA, vol. XXXVII, 1982, No. 2, p. 11

Phenomena which take place during flow around an aerofoil section have been described and development prospects of glider profiles have been presented.

ORALEWSKI P. ST., SUPERSON W.: Chosen examples of concepts of passenger air terminals. TLiA, vol. XXXVII, 1982, No. 2, p. 26

Several most modern air terminals built abroad in recent years have been described. The mentioned examples represent five basic concepts of passenger air terminals used at present during design of public facilities of this type.

MORGAŁA A.: The long-range version of the PZL-37 Łoś aircraft. TLiA, vol. XXXVII, 1982, No. 2, p. 31

The story of rise of the Łoś bomber version with fuel tanks increasing the range of this aircraft nearly twice, as well as tests of this version carried out in 1939, have been described.

Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK

Odnazka honorowa dla Sekcji

Zarząd Główny SIMP na wniosek Komisji Odnaznień Komitetu Rzecznicztwa przyznał Sekcji Lotniczej przy ZG SIMP „zbiorową odznakę honorową SIMP”. Odznakę wręczył przedstawicielowi Zarządu Sekcji Lotniczej przewodniczący Komitetu Nauki, Techniki i Rzeczoznawstwa SIMP — kol. L. T. Wrotny w dniu 14 listopada 1981 r.

Zagadnienia eksploatacji

W czasie dyskusji na plenarnym zebraniu Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP, w dniu 1 października 1981 r. stwierdzono, że prace Zespołu Eksploatacji powołanego przez Zarząd Sekcji są bardzo ważne i pilne. W celu ich pogłębienia i przyspieszenia postanowiono lotnicze zagadnienia eksploatacyjne przedyskutować na spotkaniu „okrągłego stołu” w 1982 r.

Wspomnienia pilota myśliwskiego

W dniu 13 października ub. roku w Domu Technika NOT w Warszawie płk pil. Witold Łokuciewski podzielił się ze stu-

chaczami wspomnieniami z bitwy o Anglię.

Ta ciekawa prelekcja, która zgromadziła 40 uczestników, odbyła się staraniem koła terenowego Oddziału Warszawskiego SIMP. Rok profesora Mierzejewskiego

Z okazji 100 rocznicy urodzin prof. Henryka Mierzejewskiego oraz 55 rocznicy założenia Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich został zainaugurowany simpowski „Rok Profesora Mierzejewskiego” pod hasłem: „Dla narodu i gospodarki”. W okresie „Roku” sekcje naukowo-techniczne, koła zakładowe i oddziały wojewódzkie SIMP będą organizowały konkursy na najlepsze wyniki działalności, zaś Zarząd Główny SIMP ogłosi sesję naukową związaną z osobą profesora. Przewidziano również nadanie imienia Profesora Mierzejewskiego — znanej naszym Czytelnikom — sali „S” na V piętrze Domu Technika NOT w Warszawie. „Rok prof. Mierzejewskiego” zostanie upamiętniony nadaniem nazw ulicom w Warszawie i Radomiu, wybiciem medalu oraz wmurowaniem tablic pamiątkowych.

Sprawy wynagrodzenia

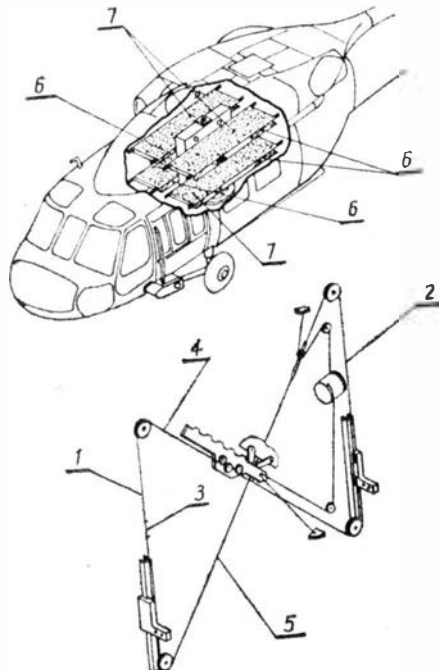
Wstępne analizy prowadzone przez Komitet Rzeczoznawstwa ZG SIMP potwierdziły nieprawidłowy i krzywdzący środowisko techniczne poziom wynagrodzeń oraz ich proporcje w odniesieniu do innych zawodów i grup społecznych. Zarząd Główny SIMP akceptował dotychczasowe działania Komitetu Rzecznicztwa w zakresie udziału w pracach nad założeniami taryfikatorów zawodowych i problemów płacowych inżynierów i techników.

Sprawa zwolnień z pracy

W związku z przewidywaną w najbliższym czasie redukcją pracowników centralnych organów administracji państwowej i gospodarczej — Prezydium i Zarząd Główny SIMP oraz Zarządy Oddziałów Wojewódzkich SIMP zostały zobowiązane do zainteresowania się sprawą racjonalnego zatrudnienia zwalnianych kolegów inżynierów i techników mechaników, zgodnie z ich specjalnością zawodową.

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

● Firma United Technologies Corporation z Hartfordu w Stanach Zjednoczonych Ameryki zgłosiła do opatentowania w Urzędzie Patentowym PRL wynalazek pt. Urządzenie do podnoszenia i opuszczania noszy powietrznego ambulansu (autor H. T. Hone). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie budowy urządzenia o prostej konstruk-



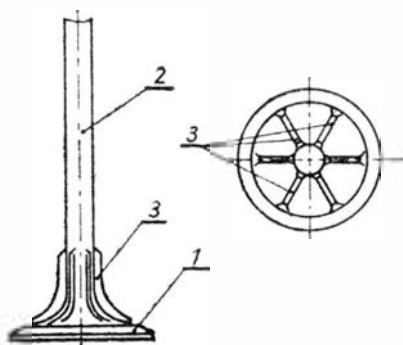
mi 2, 3 liny 1 w celu zapewnienia poziomego podparcia noszy 7 podtrzymujących pacjenta i zsynchronizowanego pionowego ruchu noszy 7 z pionowymi odcinkami 2, 3 liny 1 i ma zespół ciągłego przesuwu liny 1 przez krążki, do synchronicznego podnoszenia i opuszczania podpory 6 noszy.

Urządzenie ma zespół blokujący do zabezpieczenia liny 1 przed ruchem z podporami 6 noszy na wybranym poziomie podniesienia oraz zespół amortyzacji wstrząsów sprzężony w działaniu z ciągną liną 1 do jednostajnego przesuwu bocznych odcinków 2, 3 liny 1 z podporami 6 noszy o wybraną odległość w pionie, odpowiednio do z góry ustalonej wartości obciążenia wybieranego na nie w wyniku twardego lądowania ambulansu 8 lub przez inną siłę, do jego amortyzacji zabezpieczenia pacjenta przed pełnym oddziaływaniem obciążenia i zapobiegania zerwaniu się liny 1.

Skrót opisu wynalazku, chronionego dziewięcioma zastrzeżeniami, został opublikowany w Biuletynie Urzędu Patentowego (BUP) nr 8/1980 r., w klasie A61 G, pod nr P.215243.

● Politechnika Rzeszowska zgłosiła do opatentowania wynalazek pn. Zawór wylotowy silnika tłokowego (autor J. Leś). Rozwiązujący zagadnienie lepszego odprowadzenia ciepła oraz obniżenie temperatury grzybka.

Zawór charakteryzuje się tym, że profil przejścia z grzybka 1 w trzonek 2 za-



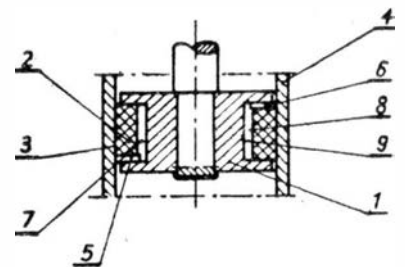
cji, zapewniającego synchroniczne podnoszenie i opuszczanie noszy zarówno w miejscu głowy, jak i nóg pacjenta, podnoszenie noszy i zablokowanie na określonym poziomie, amortyzację wstrząsów oraz nie wymagającego działania znaczną siłą w czasie jego obsługi.

Urządzenie ma układ linowo-krążkowy zawierający ciągną linę 1 mającą dwa pionowo skierowane odcinki 2, 3 i dwa skrzyżowane odcinki 4, 5 łączące pionowe odcinki 2, 3 do przesuwu liny 1 przez krążki powodujący synchroniczny ruch pionowych odcinków 2, 3 pionowo ku górze i ku dołowi. Urządzenie ma podpory 6 noszy połączone z pionowymi odcinka-

opatrzonej jest w kilka żeberek 3 wzdłużnych, symetrycznie rozmieszczonych na obwodzie tego profilu, pokrytych lakierem ceramicznym.

Skrót opisu wynalazku, chronionego jednym zastrzeżeniem, opublikowano w BUP nr 6/1980 r., w klasie F01 L, pod nr P.214124 T.

● Przemysłowy Instytut Motoryzacji, Fabryka Amortyzatorów Polmo w Krośnie, zgłosił w Urzędzie Patentowym rozwiązanie pierścienia z sztucznego tworzywa, uszczelniającego tłok amortyzatora hydraulicznego. Przedmiotem wynalazku jest poduszka olejowa między tłokiem a pierścieniem o niskim współczynniku tarcia, która odciąża tłok od współpracy z cylindrem.



Pierścień 2, wykonany z tworzywa sztucznego odpornego na temperaturę ok. 120°C wypełnionego włóknem szklanym, ma średnicę zewnętrznej powierzchni bocznej 3 współpracującej z cylindrem 4 większą od średnicy tłoka 1. Wysokość pierścienia 2 jest równa co najmniej połowie wysokości uszczelnionego tłoka 1. Oba czoła, za pomocą których pierścień 2 styka się z tłokiem 1 mają szczeliny 5 i 6 przesunięte względem siebie, które łączą przestrzeń cylindra 4 z pierścieniową przestrzenią 7, zawartą między wewnętrzną powierzchnią boczną 8 pierścienia 2 i dnem 9 kanałka pierścieniowego w tłoku 1.

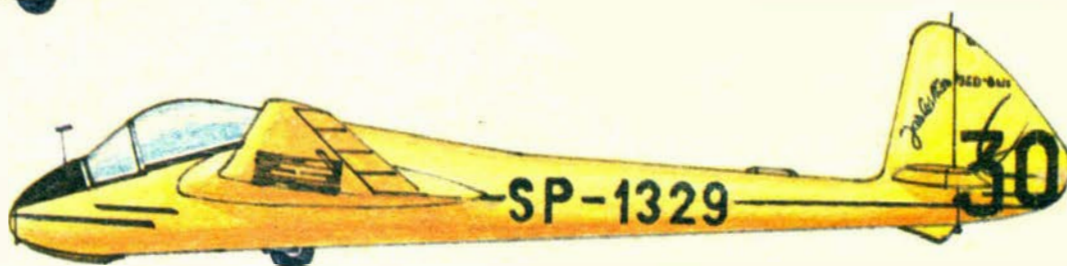
Wynalazek, opisany w BUP nr 1/1980 r., w klasie F16F, pod nr P.212923 T, chroniony jest dwoma zastrzeżeniami.

JASKÓŁKA



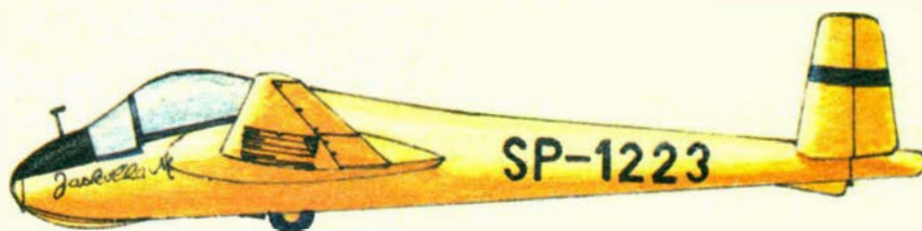
SZD-8-1

SZD-8 bis



SZD-8 ter Z

SZD-14 Jaskółka M



SZD-11-2
Albatros Super



SZD-17X Jaskółka L