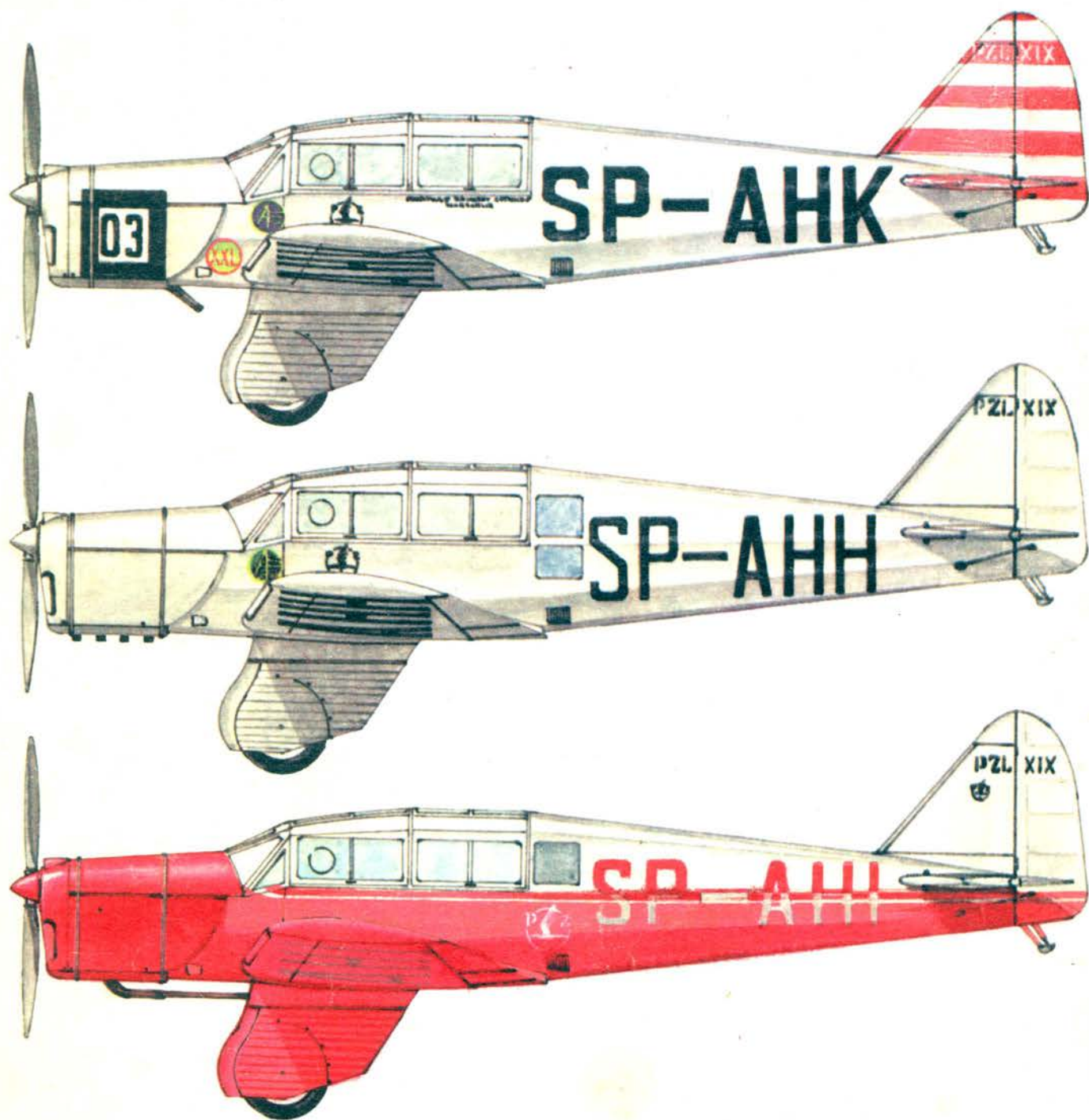


TECHNIKA


1'82

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



Cena zł 50,-
ISSN 0040-1145

WYDAWNICTWO NOT  SIGMA

● 10 октября 1981 г. в г. Варка, накануне 38 годовщины образования Народной Польской Армии, состоялось открытие Памятника Польским Летчикам. Памятник построен по проекту артиста скульптора Р. Грущиньского. В г. Варка памятник поставлен в память того, что в районе этого города состоялся воздушный бой, который открыл боевой путь I Полка Истребительной Авиации «Варшава» (23 августа 1944 г.).

● В Музее Техники в Варшаве в октябре прошлого года была открыта выставка любительских конструкций под названием «Мото-Сам 81». Внимания заслуживают м. др. следующие экспонаты:

— мотопланер **Аматор**, который представлялся Т. Доброцким из г. Вроцлав. Это одноместный подкосный высокоплан, построенный из агстерованных материалов, имеющий вертикальное свертисе с дополнительной поверхностью под фюзеляжем. Технические данные: размах 10 м, длина 5 м, собственная масса 130 кг, толкающий винт с приводом от двигателя автомобиля Трабант, мощностью в 22 кВт (30 л.с.) и 4200 об/мин, с рабочим объемом 600 см³, максимальная скорость 130 км/час, минимальная скорость 60 км/час;

— взлетная тележка для дельтапланов (тот самый конструктор), с массой 36 кг, мотоциклетный двигатель с рабочим объемом 175 см³, мощностью в 10,5 кВт (14 л.с.) с толкающим винтом с закрученными концами, отличающаяся новаторским решением шасси; переднее колесо управляемое;

— двухцилиндровый двигатель для мотодельтапланов, изготовлен из элементов двигателей для мотонасосов, с объемом 270 см³, мощностью в 7,5 кВт (10 л.с.) при 6400 об/мин. Мощность от двигателя к толкающему винту передается валом, работающим внутри трубы.

Выставка пользовалась большим интересом. Ее посещало ежедневно 1500 ± 2000 человек.

● 27 сентября пр. года на аэродроме Аэроклуба г. Цегрков состоялись первые полеты сверхлегкого планера из полимеровых композитов «УЛЬС-ПВ». Это первая после войны авиационная конструкция, спроектированная и построенная полностью в Варшавском Политехническом Институте. Проект планера разработан в Научно-Исследовательской Группе Технологии Авиационных Композитных Конструкций, которой руководит д-р инж. Р. Святкевич, а конструкцию построили студенты Факультета Механики, Энергетики и Авиации — члены Научного Кружка Авиаторов, работающие под руководством мгр инж. Е. Кендзерского и мгр инж. П. Плевиньского. Первый полет выполнял главный пилот-испытатель ПЗЛ-Бельско Адам Зенгк в присутствии представителя Инспектората Контроля Гражданских Воздушных Судов, мгр инж. Е. Тшепяка. Планер взлетал на буксире за автомобилем. Первые полеты завершились выполнением полета по кругу над аэродромом летчиком-испытателем из ПЗЛ-Бельско, мгр инж. Я. Романом.

● 15 сентября пр. г. трудные вопросы гражданской авиации стали предметом совещания Комиссии Коммуникации и Связи Сейма ПНР. В результате дискуссии появились два предложения. Первое из них включало повышение на 50% стоимости билетов на внутренних линиях, ликвидации некоторых рейсов и снижение на 20% расхода топлива для внутренних полетов. Второе — это полная реформа гражданской авиации, при полной автономии и самофинансирование опережающее на реальный экономический счет.

● Сергей Сикорски — сын американского пионера и конструктора вертолетов который участвовал как судья в 4-том Чемпионате Мира по Вертолетному Спорту, после окончания Чемпионата навестил завод ПЗЛ-Сьвицлик и ознакомился с достижениями завода в области производства и конструкции вертолетов.

● Музей Авиации и Астронавтики в г. Кракув получил новый экспонат. Это самолет М-15, который передан заводом ПЗЛ-Мелен.

● 6 июня пр. г. состоялся удачный полет мотодельтаплана З. Крушиньского и К. Стемпня. Второй удачный полет состоялся 11 июля на аэродроме Поморского Аэроклуба в г. Торунь. Мотодельтаплан модернизирован по отношению к конструкции 1979 г., имеет двигатель подвешенный на центральной балке безлонжеронного дельтаплана С-79, площадь крыла 16 м², полную массу 14,5 кг установка двигателя на дельтаплане требует всего 2÷3 минуты. Хотя пилот считает, что дельтаплан с двигателем «это уже не та легкость, ловкость и тонкость» однако он не теряет управляемости и не снижает безопасности.» Дельтаплан с двигателем остается повелительным, как и без него, а это главное».

● On 10.10.1981, two days before the 38-th anniversary of rise of the Polish People's Army, the Monument to Polish Airmen was unveiled in Warka. The monument was executed according to design of sculptor Rajmund Gruszczyński. Location of this monument in Warka commemorates the fact that the battle route of the 1-st Group of Fighters "Warsaw" was started with an air fight near Warka on 23 Aug. 1944.

● In October last year, an exhibition of non-professional design was organized in Museum of Technology in Warsaw. The exhibition was named "Moto-Sam 81". The following exhibits belong to those worth to be noted:

— T. Dobrociński from Wrocław presented a motor glider named **Amator**. It is a single-seat high-wing monoplane with an angle strut, made of certified materials, having the vertical tail unit with the fin located under the beam. Specifications: span 10 m, length 5 m, empty weight 130 kg, pusher airscrew driven by an engine adapted from the Trabant car of 22 kW (30 hp) rated power at 4200 rpm, swept volume 600 cm³, maximum speed 130 km/h, minimum speed 60 km/h;

— Take-off trolley for a motor paraglider (presented by the same designer), of 36 kg weight. The trolley is driven by a motor-cycle 175 cm³ engine of 10,5 kW (14 hp) rating and a pusher airscrew with bent tips and is provided with an innovatory design of leg shock absorbers and a steerable nose wheel;

— Two-cylinder engine designed to serve as the propulsion unit for a motor paraglider, adapted from auxiliary internal combustion engines driving a pump unit, of 270 cm³ swept volume and 7,5 kW (10 hp) rated power at 6400 rpm. The engine drives the pusher airscrew via a shaft located in a tube.

The exhibition met with great success. It was visited by 1500 to 2000 people a day.

● An ultra-light glider made of polymer composites designated **ULS-PW**, performed its first flights at the airfield of the Piotrków District Aeroclub on 27 September last year. This is the first aircraft construction, which has been designed and fully built at the Warsaw Technical University during the post-war period. The glider has been designed in the Science and Research Team for Production Technology of Aircraft Composite Structures, headed by Roman Switkiewicz, Dr Eng., and it was built by students of the Power Engineering and Aviation Faculty — members of the Airmen Scientific Circle — working under direction of Jerzy Kędzierski, M.Sc. Eng., and Przenysław Pleciński, M.Sc.Eng. The test flight of the glider was performed by Adam Ziętek — a leading test pilot of the Glider Works PZL-Bielsko, in the presence of Jerzy Trzeciak, M.Sc.Eng., a representative of IKCSiP (Airworthiness Authority). The glider took-off being hauled by a car driven by Andrzej Marcjanik, M.Sc.Eng., chief engineer of the Aeroclub in Piotrków. The first test flights were finished by a high circuit over the airfield, performed also by January Roman, M.Sc.Eng., a test pilot from Bielsko.

● Difficult problems of the civil aviation were a subject of the debates of the Parliament Commission for Transport which took place on 15 September last year. Two concepts arose as a result of the debates. The first one suggested to increase fares on the domestic routes by 50%, to liquidate certain connections, e.g. Warsaw—Bydgoszcz, and reduction of fuel consumption on the domestic routes by 20%. The other one was a total reform of the civil aviation granted with full self-government and autonomous financial policy based on real economic calculations.

● The Museum of Aviation and Astronautics in Cracow has added a new exhibit to its possessions. This is an M-15 aircraft, received from the Research and Development Centre of Transport Equipment PZL-Mielec.

● **Serge Sikorsky** — a son of the American pioneer and designer in the helicopter industry, participating in the 4-th Helicopter World Championship as a referee, visited the Transport Equipment Manufacturing Centre in Swidnik after completion of the Championship, acquainting himself with the production and design achievements having been reached by this plants up to now.

● A successful flight of a motor paraglider with an engine designed by Zbigniew Kruszyński and Kazimierz Stępień took place on 6 June last year. The second successful flight was performed at the Pomerania Aeroclub airfield in Toruń on 11 July last year. The present design has been modernized (in relation to that of 1979) and has its engine suspended on the keel of the S-79 girder-less paraglider. The aerofoil area is 16 m², total weight amount to 14,5 kg, the engine may be attached to the paraglider in 2 to 3 min. Here is the opinion of a pilot of the motor paraglider: "A paraglider with an engine, it's already not this delicacy, nimbleness and nicety, but it loses nothing as far as flight manoeuvrability and safety are concerned. The method of the pilot suspension (vertical or horizontal position) is not of significant importance either. The paraglider with an engine remains controllable just as it was without it, and this is the point, indeed".



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXXVII KWIECIEŃ 1982

TECHNIKA

1'82

lotnicza

I ASTRONAUTYCZNA

Polskie skrzydła — w służbie krajowi

Choć nasze lotnictwo boryka się z różnymi trudnościami, jakie przeżywa cała polska gospodarka, jednak jego zasadnicze zadania nie uległy poważniejszym zmianom. Dlatego też nie zmienia się przeznaczenia i sposobu redagowania naszego czasopisma.

Niewątpliwie w aktualnej sytuacji gospodarczej przed naszym lotnictwem na czoło wysuwają się dwa zadania:

- produkcja eksportowa oraz
- usługi agrolotnicze, które też w dużym stopniu są eksportowane.

Następne miejsce zajmuje produkcja na potrzeby krajowe, przewozy lotnicze oraz działalność szkoleniową i usługową.

Jednak lotnictwo nie jest czymś wyizolowanym, lecz stanowi część życia naszego kraju. Aby przywrócić naszej gospodarce równowagę, zrealizować jej reformę, jeszcze trzeba wiele naszego wysiłku, w szczególności na polu

poprawy stosunków międzyludzkich, gospodarności i rzetelności pracy.

Gen. Jaruzelski na VII Plenum m.in. stwierdził: „...ludzkie postawy i poglądy nie zmieniają się same z siebie. My chcemy o nie walczyć, walczyć przeciw ciasnocie horyzontów, egoizmowi, odczłowieczaniu stosunków między ludźmi... I leż w naszym kraju niedbalstwa i marnotrawstwa, niekompetencji i niesolidności... Kult licencji był również wyrazem niedoceniań ludzi polskiej nauki, kadry inżynierskiej, której talentami można by obdzielić dziś niejedyn obcy kraj. Liczymy, że inżynierowie i uczeni zdwoją dziś wysiłki, aby w wielu dziedzinach technologia polska mogła uniezależnić się szybko od nieuzasadnionego importu... Zadane jednak rozwiązania systemowe, organizacyjne czy technologiczne nie przyniosą trwałych rezultatów bez wdrożenia dyscypliny i porządku we wszystkich przejawach życia, bez elementarnej obowiązkowości obywateli. Pod tym względem Polska ma ogromne zaległości.”

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Problemy rozwoju techniki lotniczej

Wnioski wyciągnięte z doświadczeń pozwalają poznać prawidłowości występujące w procesie rozwoju techniki i są wskazówką do dalszej działalności technicznej. Oczywiście działalność techniczna to zarówno projektowanie, budowa prototypów, produkcja seryjna i modyfikacja wyrobów w trakcie produkcji, jak i technologia oraz organizacja produkcji, czyli system zarządzania przemysłem.

Postęp w technice i życiu społecznym odbywa się zarówno przez ewolucję, jak i rewolucję. Gdy ulepszamy istniejącą konstrukcję czy organizację pracy, to rozwijamy ją ewolucyjnie. Lecz zawsze istnieje granica udoskonalania konstrukcji maszyny. Np. w dziedzinie silników parowych i parowozów osiągnięto maksimum i dalszy rozwój wymagał silnika elektrycznego czy spalinowego tłokowego. Wynalazek turbiny był rewolucją w technice lotniczej, pozwolił na stworzenie samolotu odrzutowego. Podobnie jest z każdym konkretnym typem samolotu, śmigłowca czy silnika lotniczego. Można tworzyć wersje samolotu przez stosowanie innego lub lepszego wyposażenia. Można modyfikować jego konstrukcję, jak to np. działo się z Wilgą (Wilga 1, Wilga 2, Wilga C, Wilga 3, Wilga 35, Wilga 80). Trzeba mieć jednak sporo doświadczenia techniczno-ekonomicznego, by trafnie ocenić granicę rozwoju danego typu samolotu przez modyfikacje i pojawienie się konieczności stworzenia nowej konstrukcji. Pierwszych udoskonalień nowej konstrukcji łatwo jest dokonywać, późniejsze wymagają coraz większych nakładów, a dają coraz mniejszy zysk na osiągnięciach i właściwościach użytkowych. W matematyce istnieje krzywa odzwierciedlająca to zjawisko. Zwie się ona krzywą nasycenia i początkowo wznosi się stromo w górę, a następnie zakrzywia się wznosząc się coraz wolniej, aż staje się prawie całkiem pozioma.

Gdy przez ewolucję nie da się osiągnąć wystarczającego

postępu, przychodzi kolej na rewolucję. W danej dziedzinie techniki rewolucją jest nowy wynalazek, który pozwala na osiągnięcie niemożliwe przy poprzednim stanie techniki. W produkcji rewolucją jest każdy nowy typ samolotu wprowadzany do produkcji, w organizacji produkcji — nowa technologia, nowa organizacja pracy, czy nowy system zarządzania. Po zmianie rewolucyjnej zaczyna się okres doskonalenia przyjętego nowego rozwiązania, czyli jego ewolucja. I powtarza się cały cykl. Nasza działalność techniczna, tak konstrukcyjna jak i produkcyjna, składa się z kolejnych etapów ewolucji i rewolucji. Najbardziej niekorzystna jest sytuacja, w której nie ma ani ewolucji, ani rewolucji, a tylko stagnacja, czyli zastój. Bowiemy wtedy w ogóle nie ma rozwoju, a kto stoi, ten się w technice cofa.

Nasze decyzje, czy na dany temat techniczny, produkcyjny czy organizacyjny należy zastosować rozwiązanie ewolucyjne czy rewolucyjne — nie mogą wynikać z mody czy atmosfery. Jeśli chcemy mieć w technice i produkcji osiągnięcia, nie możemy się kierować chwilowymi potrzebami, lecz patrzeć długofalowo na problem i widzieć korzyści końcowe. Od tego muszą zależeć nasze decyzje czy ulepszać samolot znajdujący się w produkcji, czy stworzyć nowy prototyp; czy wprowadzać nową technologię, czy trzymać się dotychczasowej; czy utrzymać dotychczasową organizację produkcji, czy ją ulepszyć, czy gruntownie zmienić; czy istniejący system zarządzania udoskonalic, czy zastąpić go dającym lepsze wyniki. Dla żadnej sytuacji nie ma gotowych recept co czynić. Każda sytuacja musi być rozpatrywana indywidualnie na podstawie szczegółowej jej analizy. Decyzje nie mogą być pochopne i muszą opierać się przede wszystkim na rozważeniu, jakie skutki ekonomiczne będą ich następstwem.



POLSKA

● W Warce w dniu 10.10.1981 r. w przededniu 38 rocznicy powstania Ludowego Wojska Polskiego odbyło się odsłonięcie Pomnika Lotników Polskich. Pomnik wykonano wg projektu art. rzeźbiarza Rajmunda Gruszczyńskiego. Zlokalizowanie pomnika w Warce upamiętnia fakt rozpoczęcia szlaku bojowego I Pułku Lotnictwa Myśliwskiego Warszawa walką powietrzną w rejonie Warki w dniu 23 sierpnia 1944 r.

● W Muzeum Techniki w Warszawie w październiku ub. roku była otwarta wystawa amatorskich konstrukcji pn. „Moto-Sam 81”. Na uwagę zasługują m.in. następujące eksponaty:

— T. Dobrociński z Wrocławia wystawił motoszybowiec o nazwie **Amator**. Jest to jednoosobowy górnopłat z zastrzałami wykonany z materiałów atestowanych, o usterezeniu kierunku z płetwą podbelkową. Dane techniczne: rozpiętość 10 m, dług. 5 m, masa własna 130 kg, śmigło pchające napędzane silnikiem samochodowym Trabant o mocy 22 kW (30 KM) i 4200 obr/min, pojemność skokowa 600 cm³, prędkość maks. 130 km/h, minimalna 60 km/h;

— wózek startowy motolotni (tegoż samego konstruktora). Wózek ma masę 36 kg, silnik motocyklowy o poj. 175 cm³ o mocy 10,5 kW (14 KM), śmigło pchające z zagiętymi końcówkami, nowatorskie rozwiązanie amortyzacji goleni. Przednie kołko sterowane;

— dwucylindrowy silnik do napędu motolotni przerobiony z pomocniczych silników pompy spalinowej o poj. skokowej 270 cm³ i mocy 7,5 kW (10 KM), 6400 obr/min. Moc z silnika do śmigła pchającego jest przenoszona na wałku schowanym w rurze.

Wystawa cieszyła się dużym powodzeniem. Zwiedzało ją ok. 1500–2000 osób dziennie.

● 27 września ub. roku na lotnisku Aeroklubu Ziemi Piotrkowskiej wykonał swe pierwsze loty ultralekki szybowiec z kompozytów polimerowych „**ULS-PW**”. Jest to pierwsza w okresie powojennym konstrukcja lotnicza zaprojektowana i zbudowana całkowicie na Politechnice Warszawskiej. Projekt szybowca powstał w Zespole Naukowo-Badawczym Technologii Lotniczych Konstrukcji Kompozytowych, kierowanym przez dra inż. Romana Switkiewicza, zaś jego wykonanie jest dziełem studentów Wydziału Mechanicznego Energetyki i Lotnictwa — członków Koła Naukowego Lot-



Polski śmigłowiec PZL Mi-2 SP-SBP nr zawodn. 51 podczas otwarcia Śmigłowcowych Mistrzostw Świata w Piotrkowie Trybunalskim w sierpniu 1981 r.

Foto: W. Szewczyk

ników — pracujących pod kierunkiem mgra inż. Jerzego Kędzińskiego i mgra inż. Przemysława Plecińskiego. Oblotu szybowca dokonał czolowy pilot doświadczalny PD-PSz PZL Bielsko Adam Zientek w obecności przedstawiciela IKCSP mgra inż. Jerzego Trzeciaka. Szybowiec startował za samochodem kierowanym przez szefa technicznego Aeroklubu w Piotrkowie mgra inż. Andrzeja Marcjanika. Pierwsze loty próbne zakończyła wysoka runda nad lotniskiem wykonana również przez pilota doświadczalnego z Bielska mgra inż. Januarego Romana.

● 15 września ub. roku trudne sprawy lotnictwa cywilnego były przedmiotem obrad Sejmowej Komisji Komunikacji i Łączności. W wyniku dyskusji wyłonili się dwie koncepcje. Pierwsza z nich sugerowała podniesienie o 50% cen biletów na liniach krajowych, likwidację niektórych

połączeń np. Warszawa—Bydgoszcz oraz ograniczenie o 20% zużycia paliwa na liniach krajowych. Druga koncepcja — to całościowa reforma lotnictwa cywilnego przy pełnej autonomii oraz samofinansowanie oparte na realnym rachunku ekonomicznym.

● **Siergiej Sikorski** — syn amerykańskiego pioniera i konstruktora w przemyśle śmigłowcowym, uczestniczący jako sędzia w IV Śmigłowcowych Mistrzostwach Świata po zakończeniu mistrzostw zwiedził Wytwornię Sprzętu Komunikacyjnego w Swidniku, zapoznając się z dotychczasowym dorobkiem produkcyjnym i konstrukcyjnym tego zakładu.

● Muzeum Lotnictwa i Astronautyki w Krakowie wzbogaciło się o nowy eksponat. Jest nim samolot **M-15** przekazany przez Ośrodek Badawczo-Rozwojowy Sprzętu Komunikacyjnego PZL Mielec.

ZE ŚWIATA



AUSTRALIA

● Tajlandia zamówiła 20 lekkich samolotów transportowych **Nomad** dla lotnictwa wojskowego po 1,4 mln dol. australijskich za szt., z dostawą w latach 1982–1984. (AM 81)



CHINY

● RFN eksportuje swoje szybowce do ChRL. W szkole szybowcowej w Anyang, prócz 6 chińskich szybowców **Qian Jin** (wersja rozwojowa **Jaskółki**) używane są trzy **Nimbus 2C**, **Janus**, **Twin Astir** i motoszybowiec **SF-25A Tandem-Falke**. Do holowania szybowców służą samoloty **Jak 18U**, a do skoków spadochronowych samoloty **An-2**. (Aerokurier 6/81)

● Wytwornia szybowców w Shenyang produkuje szybowce dwumiejscowe **X-9** (z 1977 r., dotychczas zbudowano 150 szt.) o doskonałości 17 oraz wyczynowe **X-10**, których od 1958 r. zbudowano 1000 szt. **X-10** jest dalszym rozwinięciem polskiej **Jaskółki**. (FR 7/81)



CZECHOSŁOWAKJA

● **Slovair** zamówił w Polsce 35 samolotów rolniczych **An-2**. Dostawy rozpoczęły się w 1981 r. (FR 7/81)

● **Marian Barus** z aeroklubu w Bratysławie zbudował samolot amatorski **J-1 Prząszczyka** (**Don Quixote**) wg dokumentacji **Jaroslawa Janowskiego** wyposażając go w dwucylindrowy silnik **Praga**. (LK 14/81)

● **Slovair** ma na swym stanie 18 śmigłowców: (16 **Mi-2**, 2 **Mi-8**) i 250 samolotów (204 **Z-37 Čmelak**, 34 **An-2**, 6 **L-200 Morava**, 3 **L-60 Brigadyr** i 3 **Z-42**). (LK 16/81)



FRANCJA

● Nowe wersje samolotów służbowych **Falcon 10** i **Falcon 20** otrzymały oznaczenia **Falcon 100** i **Falcon 200**. (GIFAS-1312)

● 1000 śmigłowców **SA 242 Gazelle** zostało dotychczas zamówione przez 36 krajów. 75% tej liczby stanowi eksport.

● 19 sierpnia 1981 r. rozpoczął próby na hamowni silnik turbinowy **Turbomeca TM-333** o mocy 625 kW (850 KM), który

od 1985 r. ma stanowić napęd śmigłowca **SA-365 Dauphin 2**. (AM 810)

● Samolot myśliwski **Mirage 2000** ma wejść do użycia w 1983 r. (Air Int. IX/81)

● W dniach 10–14 czerwca 1982 r. odbędzie się **Międzynarodowa Wystawa Lotnicza Cannes'82** na lotnisku **Cannes-Mandelien**. (Aerokurier 9/81)

● W 1980 r. liczba samolotów lekkich we Francji wynosiła 5041, z czego 2919 aeroklubowych, 160 w szkołach państwowych i 1965 w prywatnych. Liczba wylatanych godzin w 1980 r. wynosiła 848 260, a pilotów z licencją 24 748. Średnio na pilota przypada 34 h lotu rocznie, a na samolot 168. (AM 810)

● We Francji w 1980 r. było 534 cywilnych pilotów śmigłowcowych, z czego 121 wyszkolonych w 1980 r., oraz 246 śmigłowców cywilnych (166 należących do przedsiębiorstw, 59 prywatnych, 7 aeroklubowych, 14 fabrycznych). (AM 810)

● W dniach 17–20 czerwca 1982 r. odbędzie się w **Grenoble Salon Samolotów Lekkich**. (AM 810)



JAPONIA

● Marynarka wojenna zamierza zakupić śmigłowce do zwalczania okrętów podwodnych **Sikorski SH-60B Seahawk** jako następcę śmigłowca **SH-3A**. (Air Int. IX/81)



KANADA

● Wytwórnia Pratt Whitney Canada wyprodukowała 20 000 lotniczych silników turbinowych, głównie PT6 oraz 1988 JT15D. (Air Int. IX/81)



NRD

● Jako dolną granicę przy rozpoczęciu szkolenia szybowcowego przyjmuje się w NRD ukończenie 14 lat. (FR 8/81)



RFN

● Wytwórnia Dornier ma zamówienia potwierdzone na 31 samolotów rodziny Do-128 i Do-228 oraz opcje (zamówienia wstępne) na 83 samoloty. Termin pierwszych dostaw seryjnych Do-228 — to grudzień 1981 r. (Aerokurier 7/81)

● Międzynarodowa Wystawa Lotnicza ILA'82 (Internationale Luftfahrt-Ausstellung) w Hanowerze odbędzie się w dniach 18.-25.05.1982 r. Równocześnie odbędzie się 14 Międzynarodowe Forum Śmigłowców, którego część cywilna z wystawą śmigłowców będzie miała miejsce w Hanowerze, zaś część wojskowa w Bückeburgu. (Aerokurier 9/81)

● W 1980 r. wartość produkcji wytwórni Dornier wyniosła 1,011 mld DM, a zysk 27 mln DM (2,7%), zaś w 1979 r. odpowiednio 867 mln DM i 25 mln DM. W 1981 r. przewidywana wartość produkcji miała osiągnąć 1,3 mld DM. Wytwórnia zatrudniała 8451 osoby w końcu 1980 r. (Int. 9/81)



RUMUNIA

● Rumuński dwumiejscowy szybowiec IS-28B2 uzyskał certyfikat RFN. (FR 7/81)

● Brytyjski przemysł lotniczy BAe wziął do sprzedaży w Wlk. Brytanii 9 motoszybowców IS-29. (Air Int. IX/81)



SZWAJCARIA

● Po wypróbowaniu na samolocie AS-202 Bravo zabudowy silnika Allison 250B17 o mocy 309 kW (420 KM) zmodyfikowano projekt samolotu treningowego AS-32T, którego prototyp ma być oblatany wiosną 1982 r. Cena samolotu 450 tys. dol. (Air Int. IX/81)



SZWECJA

● K. Johansson na szybowcu Jantar Standard ustalił szwedzki rekord prędkości na trasie trójkąta 100 km osiągając 101 km/h. (FR 7/81)



TURCJA

● Turckie przedsiębiorstwo Turk Hava Kurumu po wypróbowaniu samolotu rolniczego PZL An-2 zamierza zakupić dalszą partię samolotów tego typu. (FR 7/81)



USA

● 17.04.1981 r. wytwórnia Beech dostarczyła 3000 samolotów służbowy King Air. Pierwszy samolot tego typu dostarczono odbiorcy w 1964 r., czyli 17 lat temu. Samolot produkowano w wersjach: Super King Air — 1000 szt., King Air A100 — 246 szt., King Air B100 — 110 szt., King Air A90, B90, C90 — 1117 szt., King Air E90 — 346 szt., King Air F90 — 120 szt., King Air H90 (T44A) — 61 szt. Łącznie zbudowano 2613 samolotów dla odbiorców cywilnych i 387 dla lotnictwa wojskowego. (Aerokurier 6/81)

● Wytwórnia Cessna po 28 latach (1954-1981) zakończyła produkcję dwusilnikowego samolotu służbowego Cessna 310 po zbudowaniu 5447 szt., z których ok. 4000 jeszcze znajduje się w użyciu. Na miejsce samolotu Cessna 310 produkowana jest Cessna 303. (Aerokurier 7/81)

● Samolot wywiadowczy Lockheed TR-1, będący rozwinięciem znanego U-2 ma być zbudowany w liczbie 35 szt., a ponadto jeden egz. do badań geofizycznych ER-2 dla NASA. Rozpiętość samolotu wynosi 31 m, pułap lotu 21 200 m, zasięg 5000 km. (Aerokurier 7/81)

● Do 30 lipca 1981 r. wytwórnia Boeing wyprodukowała 4000 odrzutowych samolotów pasażerskich, w tym 1800 Boeing 727. (Aerokurier 7/81)

● Wraz ze wzrostem zapotrzebowania na samoloty wojskowe i paliwooszczędne pasażerskie amerykański przemysł lotniczy powiększa swoją produkcję. W 1981 r. sprzedaż samolotów wojskowych wzrosła o 8%, pasażerskich o 3%, a statków kosmicznych o 1%. (Flug Revue 8/81)

● Wytwórnia Boeing z okazji zbudowania prototypu samolotu pasażerskiego Boeing 767 podała, że powstał on przy wykorzystaniu doświadczenia ze 100 mln h lotu (czyli 11 400 lat lotów), 83 mld km lotu (2 mln okrążeń wokół Ziemi) i przewiezienia 3,5 mld pasażerów (czyli niemal całej ludzkości) — co było dziełem wykonanym przez 4000 dotychczas zbudowanych odrzutowych samolotów Boeing. (Aerokurier 9/81)

● Wytwórnia Beech w lipcu 1981 r. zakończyła produkcję lekkiego samolotu Beech Skipper po zbudowaniu 300 samolotów tego typu od rozpoczęcia jego produkcji w 1979 r. Produkcję wstrzymano w związku ze spadkiem zamówień. W 1981 r. produkcja samolotów lekkich w USA była znacznie niższa niż w 1980 r. (Int. 9/81)

● Wytwórnia Hughes w lipcu 1981 r. dostarczyła 1000 śmigłowców Hughes 500D, którego produkcję rozpoczęto w 1977 r. (Air Int. IX/81)

● 17.07.1981 r. wykonał pierwszy lot prototyp 11-miejscowego dwusilnikowego samolotu służbowego Piper T-1040, który ma kadłub od samolotu Chieftain, a silnik, skrzydła i usterzenie od Cheyenne I. (Int. 9/81)

● Wartość produkcji amerykańskiego przemysłu lotniczego wyniosła w 1980 r. 53,3 mld dol. (44,9 mld dol. w 1979 r.), zaś eksport 15,5 mld dol.



WĘGRY

● Węgierskie lotnictwo rolnicze używa 15 samolotów An-2M, 1 An-2PF (foto), 37 An-2R, 16 PZL-101A Gawron i 53 śmigłowce Ka-26. W próbach są 2 PZL-M18 Dromader, a dalsze 15 M18 jest zamówione. 15 Z-37A Cmelak i 5 Z-37-2 odprzedano Czechosłowacji. (FR 6/81, LK 19/81)

● Maiev zamówił dwa samoloty pasażerskie Tu-154B. (FR 7/81)

● Węgierskie lotnictwo sanitarne użykuje dwa śmigłowce PZL Mi-2. (FR 7/81)



WŁOCHY

● Wytwórnia Fiat otrzymała zamówienie na opracowanie przekładni do śmigłowca Westland-Agusta EH-101. (Av. Mag. 801)



ZSRR

● Wietnamskie linie lotnicze Hang Kong Viet Nam zakupiły jeden samolot pasażerski Il-62M oraz kilka samolotów Jak-40. (FR 8/81)

● Zakłady lotnicze w Smoleńsku rozwinęły produkcję seryjną samolotu pasażerskiego Jak-42. (FR 7/81)

● W 1981 r. rozpoczął próby eksploatacyjne w Aeroflocie samolot pasażerski Tu-154M, będący nową odmianą Tu-154B. (FR 7/81)

cd. ze s. 39

ORKISZ M., PROCIAK R., SZCZECIŃSKI S.: Dynamic factor in the process of cylinder filling in a piston engine. TLiA, vol. XXXVII, 1982, No. 1, p. 32

An attempt to theoretically solve the course of pressure variations in the inlet passage directly upstream the valve and influence of this course on the value of pressure in the engine cylinder has been presented. The solution considers the inertia of the jet of air (mixture) in the inlet passage depending on the momentary angular position of the engine crankshaft.

GLIWA M.: Determination of the austenite grain size in steels. TLiA, vol. XXXVII, 1982, No. 1, p. 35

The problem of determination of the austenite grain size in constructional steels has been discussed. Errors in the technique of revealing grains by the method of oxide network with use of austenitizing in argon environment have been shown. Attention has been paid to inaccuracies in the method of grain revealing in aircraft forgings.

MORGALA A.: Polish versions of the Hannover CLII airplane. TLiA, vol. XXXVII, 1982, No. 1, p. 37

The story of construction of the CLII airplane built by K. Slowik in the Central Aviation Workshop in Warsaw in 1919, and of a modification of the CLII developed by Eng. Z. Zych-Płodowski in 1920, has been presented.

ORKISZ M., PROCIAK R., SZCZECIŃSKI S.: Dynamischer Faktor im Füllvorgang von Zylindern bei einem Kolbenmotor. TLiA, XXXVII Jhrg., 1982, H. 1, S. 32

Es wird ein theoretischer Lösungsversuch des Druckänderungsverlaufes im Zuführkanal unmittelbar vor dem Ventil und sein Einfluss auf den Druckwert im Motorzylinder dargestellt. Die Lösung berücksichtigt die Trägheit des Luftstrahls (der Mischung) im Zuführkanal, die von der augenblicklichen Winkelstellung der Motor-kurbelwelle abhängig ist.

GLIWA M.: Bestimmung der Korngröße von Austenit in Stählen. TLiA, XXXVII Jhrg., 1982, H. 1, S. 35

In dem Aufsatz wird das Problem der Korngröße von Austenit in Konstruktionsstählen erörtert. Es wird auf Fehler bei der Entdeckung des Kornes mittels der Oxidnetz-Methode bei dem Austenitisieren in einer Agronschutzhülle hingewiesen. Die Entdeckungsmethode des Kornes bei Flugzeug-Schmiedestücken ist durch Ungenauigkeit gekennzeichnet.

MORGALA A.: Polnische Versionen des Flugzeuges Hannover CLII. TLiA, XXXVII Jhrg., 1982, H. 1, S. 37

Der Beitrag gibt einen Überblick über die Entstehungsgeschichte des von Ing. K. Slowik im Jahre 1919 in Centralne Warsztaty Lotnicze erbauten Flugzeuges CLII sowie der von Ing. Z. Zych-Płodowski im Jahre 1920 entworfenen Abart von CLII.

ОРКУШ М., ПРОЦЯК Р., ШЕЦІНСЬКИЙ С.: Динамічний фактор в процесі наповнення циліндрів поршневого двигателя. ТЛІА, т. 37, 1982 г., № 1, стр. 32

Указана попытка теоретического решения процесса изменения давления во впускном патрубке непосредственно перед клапаном и его влияния на величину давления в цилиндре двигателя. Решение учитывает инерцию воздушного столба (смеси) во впускном трубопроводе, зависящую от угла поворота коленчатого вала.

ГЛИВА М.: Определение величины зерна австенита в стали. ТЛІА, т. 37, 1982 г., № 1, стр. 35

Описывается задача определения зерна австенита в конструкционных сталях. Подчеркиваются ошибки метода выявления зерна с помощью сетки окислов с применением австенитизации в атмосфере аргона. Подчеркиваются неточности методики определения зерна в поковках авиационных деталей.

МОРГАЛА А.: Польские варианты самолета Hannover CLII ТЛІА, т. 37, 1982 г., № 1, стр. 37

Представлена история постройки этого самолета инженером К. Словиком в 1919 г. в Центральных Авиационных Мастерских в Варшаве, а также варианта ЦЛІІ разработанного инж. Зыч-Млодовским в 1920 г.



Wyniki finansowe działalności amerykańskich przedsiębiorstw lotniczych w 1980 r.

Przedsiębiorstwo	Obroty, mln dol.	Zysk, mln dol.	Zysk, %	Wzrost zysku w stos. do 1979 r.	Przedsiębiorstwo	Obroty, mln dol.	Zysk, mln dol.	Zysk, %	Wzrost zysku w stos. do 1979 r.
Avco Corp.	2150	118,6	5	-10	Raytheon	5000	282,3	5	17,5
E-Systems	442,2	12,8	3	-36,4	RCA	8010	315,3	3	11,1
Fairchild Industries	906	54,5	6	28,2	Signal Companies	4290	152,4	3	-21,5
Grumman	1760	30,7	1	56,7	Sundstrand	926	78,9	8	17,6
General Dynamics	4700	195,0	4	5,4	Teledyne	2930	343,8	11	-7,6
Honeywell	1440	280,8	19	17,2	TRW	4980	211,9	4	8,9
LTV	8010	127,9	1	-26,3	Westinghouse	8510	402,9	4	21,7
Martin Marietta	2620	188,1	7	5,7	United Technologies	12300	393,4	3	21,0
Northrop	1650	86,1	5	-4,7					

Produkcja samolotów lekkich w USA w 1980 r.

Wytwórnia	Liczba samolotów	Wytwórnia	Liczba samolotów	Wytwórnia	Liczba samolotów
Ayres		Citation 2	102	PA-32	447
Thrush	41	Razem	6393	Seneca	361
Beech		Gates Learjet		Brave	41
King Air 200	189	Learjet 25D	29	Tomahawk	218
King Air	179	Learjet 35A	88	Seminole	55
Duke	33	Learjet 36A	2	Acrostar	120
Baron	298	Learjet 29	1	Razem	2954
Duchess	78	Razem	120	Rockwell International	
Bonanza	378	Gulfstream American		Commander 112/114	10
Sierra, Sundowner, Skipper	273	Cheetah, Tiger	102	Commander 840/980	94
Razem	1394	AgCat	45	Commander 700	1
Bellanca		Gulfstream 3	20	Sabre 65	41
Super Viking	8	Razem	167	Razem	146
Citabria	37	Lake		Swearingen	
Scout	16	200 Buccaneer	79	Merlin 4A	1
Decathlon	40	Maule		Merlin 3B	35
Aircs T-250	2	M-5	59	Metro 2	50
Razem	103	Mooney		Razem	86
Cessna		Mooney 201	135	Razem	11 877
Cessna 152	1013	Mooney 231	197		
Cessna 172	1824	Razem	332		
Cessna 180	858	Piper			
Carryall, Wagon, Truck, Husky	390	Super Cub	52		
Stationair	655	Aztec	57		
Centurion	629	Pawnee	37		
Skymaster	58	PA-28	1085		
Cessna 310	112	Navajo/Chieftain	318		
Cessna 335	34	Cheyenne 1 i 2	163		
Cessna 340	129				
Cessna 400/414	337				
Cessna 412 Golden Eagle	125				
Corsair	7				
Cessna 441 Conquest	77				
Citation 1	43				

Lata	1978	1979	1980
Liczba, szt.	17 048	12 693	11 877
Wartość, mln dol.	...	2 165	2 486
... brak danych			

Źródło: Interavia nr 4/81

E.Ł.

Ogłoszenie

Sprzedam roczniki 1973-1977 i luźne numery „Techniki Lotniczej i Astronautycznej”.

Warszawa, tel. 21-12-05 godz. 11 do 14, lub tel. 24-98-41 wieczorem

Ziemiński

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

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

Instytut Lotnictwa

Uskok wiatru jest to zmiana siły i/lub kierunku wiatru występująca w stosunkowo krótkim czasie wzdłuż toru lotu samolotu [3, 4]. Efektem uskoku wiatru jest:

— wytrącenie samolotu z założonej trajektorii lotu (np. z elektronicznej ścieżki zniżania ILS podczas zbliżania do lądowania). Jest to naruszenie ustalonego uprzednio stanu równowagi względem ziemi;

— wytrącenie samolotu z ustalonej równowagi aerodynamicznej (np. przez zmianę prędkości przyrządowej i kąta natarcia). Jest to naruszenie ustalonego uprzednio stanu równowagi względem ośrodka.

Najczęściej obydwą efekty występują równocześnie.

Hipotetyczny samolot o nieskończonej masie będzie zachowywał stałość parametrów względem ziemi. Przeciwnie, wyobraźmy sobie samolot o zerowej masie wykazuje tendencję do zachowania stałych parametrów aerodynamicznych. Pogodzenie tych dwu przeciwstawnych efektów na realnym samolocie wymagać będzie ciągłego, świadomego i prawidłowego działania pilota, dysponującego w czasie zbliżania do lądowania stosunkowo wąskim zakresem zmiany parametrów lotu.

Charakterystyczne jest, że problem uskoku wiatru zaznacza się jako istotne zagrożenie dopiero w dobie pojawienia się wielkich samolotów transportowych o napędzie odrzutowym. Duża masa tych statków w połączeniu z ograniczeniami w szybkości uzyskiwania przyspieszeń wzdłuż toru, a zwłaszcza przy prędkościach niewiele przekraczających prędkość przeciągnięcia (podejście do lądowania), stwarza warunki krytyczne. Potwierdzeniem tego są statystyki wypadków, z których wiele wynika jednoznacznie z zadziałania uskoku wiatru (tabl. 1).

Pilot X relacjonuje: „Przed startem z Toronto do Warszawy obserwowałem na radarze szeroki frontowy Cb zbliżający się do lotniska od zachodu. Wiatr był północny o sile 15÷20 kt prawie w łozu startu. Tuż po starcie w czasie chowania podwozia spostrzegłem gwałtowny wzrost prędkości IAS w ciągu 2 s o ponad 70 km/h, połączone z energicznym wznoszeniem samolotu. Na chwilę zredukowałem ciąg startowy prawie do małego gazu. Nie chowałem klap (pomimo przekroczenia dopuszczalnej prędkości na klapach) ani nie rozpoczynałem ostrego zakrętu na wschód, który powinno się wykonać. Trzymałem samolot

na tym samym kącie pochylenia. Jak się spodziewałem, w chwilę później prędkość zaczęła spadać tak gwałtownie jak wzrastała, pomimo wcześniejszego dania znów pełnego ciągu startowego. W tym czasie ułyszałem ostrzeżenie dla innego samolotu, że przy lądowaniu może wystąpić WIND-SHEAR”.

Pilot Y relacjonuje: „Lecąc z Warszawy zbliżam się do lądowania w Gander na pas 22. Podejście na ILS przy podstawie chmur 80 m widzialności (1 mila) i wiatr 270/40 kt. Ostrzegano nas o możliwości uskoku wiatru. Na wysokości ok. 50 m odczułem gwałtowne „tonięcie” samolotu i spadek prędkości o wartość do 70 km/h. Natychmiast reagowałem zwiększając ciąg aż do startowego. Mimo to samolot przepadał dalej, a prędkość niewiele wzrastała. Byłem przekonany, że przyziemię przed pasem. Lądowaniem „twardo” z przyziemieniem na małej prędkości i dużym ciągu. Wykołując później na próg pasa do startu widziałem ślady moich kół po lądowaniu, pozostawione już na pierwszych metrach betonu”.

Obie powyższe relacje dotyczą przypadków poważnych zagrożeń bezpieczeństwa lotu wynikłych bezpośrednio z działania uskoku wiatru.

Zjawisko uskoku wiatru jest obecnie intensywnie badane, w celu znalezienia środków do zmniejszenia zagrożenia w lotnictwie. Dąży się z jednej strony do wszechstronnego poznania samego zjawiska, czynników go wywołujących i metod prognozowania. Z drugiej strony wysiłki kieruje się na wypracowanie specjalnych technik pilotażu, umożliwiających w miarę pewne pokonywanie napotykanymi podmuchów, jak również na niezawodne konstrukcje systemów ostrzegawczych zarówno lotniskowych, jak i instalowanych na pokładzie samolotu.

Warunki powstawania uskoku wiatru

Zjawisko uskoku wiatru stwarza szczególne zagrożenie w strefie bezpośredniej bliskości ziemi, w czasie wykonywania procedur na małych prędkościach. Co więcej, większość czynników meteorologicznych, powodujących niebezpieczne uskoki wiatru, ujawnia się na małych wysokościach, znacznie poniżej poziomów przelotowych.

Jako główną przyczynę uskoków wiatru uznaje się burze i porzedzające je fronty szkwałowe. Występują wówczas intensywne pionowe i poziome ruchy powietrza, z których zasadnicze zagrożenie stwarzają prądy pionowe skierowane z góry w dół oraz poziome, zgodne z kierunkiem lotu, powodujące nagle zmniejszenie prędkości powietrznej. Zdaniem niektórych badaczy [1] składowe poziome podmuchów są, zwłaszcza w bliskim sąsiedztwie ziemi, najczęstszą przyczyną utraty siły nośnej i wynikającego stąd zagrożenia.

Wpływ podmuchów na samolot

Zarówno podmuch pionowy zstępujący, jak i poziomy, zgodny z kierunkiem lotu, powoduje stratę siły nośnej samolotu. Bezpieczeństwo lotu zależy wtedy od możliwości nadążania za zmianami w polu wiatru wzdłuż toru, a więc od dysponowanego zapasu ciągu (przyspieszenia). W tabl. 2 podano orientacyjne właściwości przyspieszeniowe dla kilku samolotów komunikacyjnych, zaś w tabl. 3, dla porównania — dla kilku reprezentatywnych samolotów dyspozycyjnych (business jet) o napędzie odrzutowym. W obydwu zestawieniach przyjęto fazę zniżania wzdłuż ścieżki o nachyleniu 3°, konfigurację do lądowania oraz maksymalną dopuszczalną dla danego samolotu masę do lądowania.

*) Artykuł jest ilustrowany obliczeniami, porównaniami i wykresami opartymi na jednostkach angielskich stosowanych powszechnie w lotnictwie międzynarodowym. Autorzy postanowili pozostawić te jednostki, podając obok jednostki stosowane w Polsce. Dla ułatwienia podajemy orientacyjne przeliczenie 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

TABLICA 1. Zestawienie wypadków w lotnictwie komunikacyjnym, których prawdopodobną przyczyną był uskok wiatru [2]

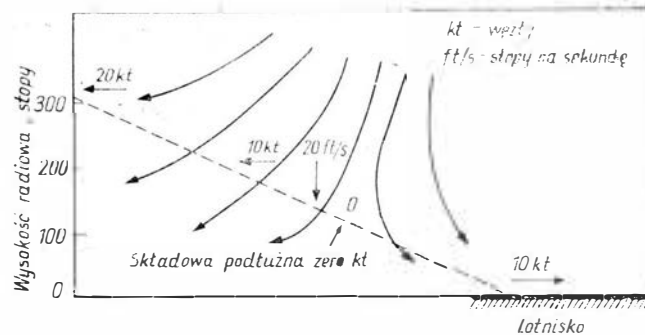
Data	Typ samolotu	Miejsca wypadku	Okoliczności
1.03.1964	L 1049	Lake Tahoe, NV	opad śniegu
1.07.1964	B 720	New York-Kennedy	burza
24.12.1964	L 1049	San Francisco	deszcz—mgła
17.03.1965	B 727	Kansas City	śnieg z deszczem
27.02.1966	DC 8-33	New Orleans	burza
8.06.1968	B 727	Salt Lake City	burza
2.04.1970	C 401	Morrisville, NC	deszcz/mgła
27.07.1970	DC 8	Okinawa	ulewny deszcz
4.01.1971	DC 3C	N. York — La Guardia	deszcz
18.05.1972	DC 9	Fort Lauderdale	burza
26.07.1972	B 727	Mexico City	burza
12.12.1972	B 707	N. York-Kennedy	mżawka/mgła
3.03.1973	B 727	Wichita	burza
15.06.1973	DC 8	Chicago	burza
23.07.1973	F44 227	San Louis	burza
28.10.1973	B 737	Greensboro	ulewny deszcz
27.11.1973	DC 9	Chattanooga	burza
17.12.1973	DC 10	Boston-Logan	deszcz
30.01.1974	B 707	Pago Pago	ulewny deszcz
14.12.1974	B 727	Houston	burza
24.06.1975	B 727	N. York-Kennedy	burza*)
7.08.1975	B 727	Denver	virga*)
12.11.1975	B 727	Raleigh (Purham)	ulewny deszcz
29.11.1975	DC 9	San Luis	burza
31.12.1975	DC 9	Spartanbuk	deszcz/mgła
1976	DC 9	Philadelphia	brak bliższych danych*)

*) przypadki uznane oficjalnie jako spowodowane przez uskok wiatru

Z porównania liczb w tabl. 2 i 3 wynika dużo większe zagrożenie od podmuchów dla samolotów komunikacyjnych (średnia wartość dysponowanego przyspieszenia 0,16 g) aniżeli dla dyspozycyjnych (0,22 g).

TABLICA 2. Przybliżone wartości osiągalnych przyspieszeń podłużnych dla samolotów komunikacyjnych (konfiguracja do lądowania, ścieżka schodzenia 3°, maks. masa do lądowania) [2]

Typ samolotu	Dysponowane przyspieszenia		
	km/h/s	kt/s	jedn. g
B 747-200B	6,6	3,6	0,19
L 1011-1	6,3	3,5	0,18
B 727-200	5,4	3,0	0,15
DC-10-10	5,4	3,0	0,15
DC-8-61	5,4	3,0	0,15
B 737-200	5,2	2,9	0,15
DC-9-30	5,1	2,8	0,14



Rys. 2. Przykładowy rozkład pola wiatru dla burzy (patrz przykład obliczeniowy w tekście)

W celu zorientowania się co do wielkości wpływu uskoku pionowego, przyjmijmy dla przykładu, że samolot lecący z prędkością 220 km/h (120 kt) dosaje się w obszar pionowego uskoku wiatru z góry w dół o prędkości 6 m/s. Przy braku korekcy odchylenia od zadanego toru (DDA) wyniesie -6° ($-0,1$ rad). Niezbędne do utrzymania pierwotnego toru lotu zwiększenie ciągu, wyrażone w jednostkach g, jest więc w rozpatrywanym przypadku równe $+0,1$ g.

Podobnie można ocenić efekt składowej wzdłużnej podmuchu, wyrażony jako szybkość zmiany prędkości względem ziemi (przyspieszenie inercjalne), wymagany do zachowania stałych warunków uzyskiwania siły nośnej (zachowanie stałej prędkości powietrznej). Wartość tego efektu można oszacować ze wzoru:

$$WS_x = \frac{V - \dot{x}}{h/\dot{h}} \quad WS_x = \frac{V - \dot{x}}{h/\dot{h}}$$

gdzie: WS_x — efekt podmuchu poziomego, V — prędkość powietrzna (IAS), \dot{x} — prędkość względem ziemi, h — grubość lub długość strefy podmuchu, \dot{h} — prędkość pionowa.

Czynnik h/\dot{h} , występujący w mianowniku, oznacza czas działania podmuchu. Prosty przykład pozwoli na ilościową ocenę efektu poziomego uskoku (podmuchu) wiatru. Przyjmijmy, że $V = 250$ km/h (140 kt) oraz że wiatr czołowy o początkowej prędkości 36 km/h (20 kt) zanika do wartości 0 km/h podczas zniżania z prędkością $h = 3$ m/s (600 ft/min). Grubość strefy uskoku $H = 30$ m (100 ft).

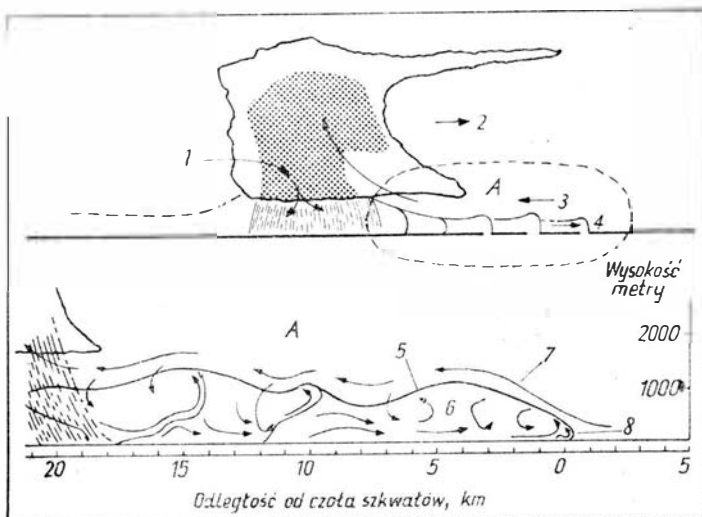
$$WS_x = \frac{250 - 214}{30/3} = 3,6 \text{ km/h/s}$$

co odpowiada przyspieszeniu 0,1 g.

Operując wyżej określonymi zależnościami DDA i WS_x można oszacować niezbędne osiągi (przyspieszenie na torze) samolotu dla dowolnego złożonego pola uskoku wiatru. Na rys. 2 przedstawiono reprezentatywny schemat podmuchu burzowego, odtworzony dla jednej sytuacji wypadkowej [2].

Rozpatrywana jest końcowa faza podejścia do lądowania od wysokości 100 m (300 ft) do przyziemienia z prędkością zniżania -3 m/s (-600 ft/min). Poziomy uskuk wiatru o wartości 20 kt + 10 kt = 30 kt (54 km/h) wymaga takiegoż wzrostu prędkości powietrznej w ciągu 30 s, co odpowiada przyspieszeniu 0,05 g. Szczytowa wartość ciągu wymaganego do skompensowania pionowego uskoku wiatru 6 m/s (6 ft/s) wynosi ok. 0,1 g. Jeżeli ponadto wziąć pod uwagę, że dodatkowy przyrost ciągu warunkuje przejście ze ścieżki schodzenia do lotu poziomego ($\text{tg } 3^\circ \approx 0,05$), to suma efektów uskoku wiatru występujących w rozważanym przypadku, a wymagających kompensacji wynosi: $0,05 + 0,1 + 0,05 = 0,2$ g. Porównanie z danymi w tabl. 2 daje obraz poważnego zagrożenia.

Szeroko zakrojone badania statystyczne dot. podejść do lądowania rejsowych samolotów komunikacyjnych pozwoliły na sprecyzowanie wstępnych norm dla sytuacji niebezpiecznych [2]. Za niebezpieczne uznać można uskoki wiatru, dla pełnej kompensacji których (utrzymanie niezakłóconego toru lotu) wymagane jest 15% i wyższe zwiększenie ciągu, określane w stosunku do masy samolotu.



Rys. 1. Schemat typowej burzy [1] (rys. górny): 1 — powietrze suche, 2 — kierunek ruchu burzy, 3 — powietrze ciepłe, 4 — powietrze chłodne, oraz towarzyszącej jej strefy szkwałów (rys. dolny), 5 — obwiednia strefy szkwałów, 6 — powietrze zimne, 7 — powietrze ciepłe, 8 — czoło strefy szkwałów

TABLICA 3. Przybliżone wartości osiągalnych przyspieszeń podłużnych dla samolotów dyspozycyjnych (konfiguracja do lądowania, ścieżka schodzenia 3°, maks. masa do lądowania) [2]

Typ samolotu	Dysponowane przyspieszenie		
	km/h/s	kt/s	jedn. g
Learjet 24F	9,6	5,3	0,27
Learjet 25A	8,8	4,9	0,24
Falcon 20F	8,3	4,6	0,24
Jetstar II	7,2	4,0	0,20
Citation I	7,0	3,9	0,20
Gulfstream II	6,9	3,8	0,19
DH-125-400	6,9	3,8	0,19

Efekt uskoku wiatru (spadek siły nośnej, załamanie toru lotu) może być skompensowany wzrostem ciągu. Wymagany ciąg w jednostkach g może być wyliczony bezpośrednio z niekompensowanego odchylenia kąтового od zadanego toru (np. ścieżki schodzenia), mierzonego w radianach [2]. Dla uskoku pionowego odchylenie to (ang.: DDA — down-draft drift angle) wyraża się wzorem:

$$DDA = \frac{W_z}{V}$$

gdzie: W_z — składowa pionowa podmuchu, V — prędkość powietrzna (IAS).

DO CZYTELNIKÓW

Po przerwie znów możemy dostarczyć naszym Czytelnikom kolejny numer „Techniki Lotniczej i Astronautycznej”. Wzrost cen papieru i kosztów druku spowodował zmianę ceny numeru i kosztu prenumeraty. Pierwszym tegorocznym numerem jest numer kwietniowy.

Interceptory w lotnictwie

Dr inż. **WOJCIECH KANIA**
Instytut Lotnictwa

Interceptory stosowane są do sterowania lotem samolotów, rakiet i celów latających. Najszersze zastosowanie znalazły one na samolotach. Interceptory stanowią zazwyczaj pomocnicze urządzenia sterujące zamocowane na górnej powierzchni skrzydeł, spełniające różne funkcje. Najczęściej używane są do sterowania poprzecznego, zwykle w połączeniu z lotkami.

Zasadnicze istniejące rodzaje interceptorów przedstawiono na rys. 1. Obecnie powszechnie używany w konstrukcjach samolotowych jest interceptor płaski typu kłapa. Jest on mocowany zawiasowo do skrzydła, z punktem obrotu pokrywającym się lub leżącym w górę przepływu przed przednią krawędzią interseptora. Interceptor może być wychylany pod określonym kątem w stosunku do skrzydła z położenia, w którym pokrywa się z powierzchnią skrzydła. Jeśli punkt obrotu interseptora znajduje się w górę przepływu przed jego przednią krawędzią, to po odchyleniu interseptora powstaje szczelina umożliwiającą przepływ powietrza z obszaru przed interseptorem do obszaru za nim.

Wychylenie interseptora na skrzydle powoduje zaburzenie opływu, a w konsekwencji zmniejszenie siły nośnej, co wykorzystywane jest w sterowaniu poprzecznym samolotu przez niesymetryczne wychylenie interseptorów na obu skrzydłach.

Zastosowanie interseptorów w sterowaniu

Idea użycia interseptorów do sterowania poprzecznego nie jest nowa. Badania tego sposobu sterowania (zarówno w tunelach, jak i w locie) prowadzono już w latach trzydziestych w Stanach Zjednoczonych [1÷3] oraz nieco później w Niemczech [4] i w Wielkiej Brytanii [5]. Ówczesne zainteresowanie interseptorami podyktowane było poszukiwaniem metod efektywnego sterowania poprzecznego przy dużych współczynnikach siły nośnej. Związane było to z opanowaniem w tym czasie tylko stosunkowo mało precyzyjnych metod obliczania rozkładu obciążenia, nie zapewniających uzyskania przepływu bez odierwania w obszarze lotkowym skrzydła w przeciągnięciu [6]. Jednakże mimo uzyskania pewnych zachęcających rezultatów, przez następne dwadzieścia lat interseptory nie znalazły szerszego zastosowania w sterowaniu poprzecznym. Przyczyną tego były m.in. pewne niekorzystne cechy ówczesnych układów interseptorów.

Dopiero w końcu lat pięćdziesiątych, w związku z wprowadzeniem skośnych, sprężystych skrzydeł i z występowaniem zjawiska rewersu lotek przy dużych prędkościach lotu oraz przy dążeniu do zwiększenia rozpiętości kłap pojawia się ponownie zainteresowanie interseptorami. W ciągu ostatnich 10÷15 lat interseptory znajdują coraz szersze zastosowanie w wielu cywilnych i wojskowych samolotach. Zestawienie obecnie produkowanych i eksploatowanych samolotów, na których używane są interseptory do sterowania poprzecznego, przedstawiono w tabl., opracowanej na podstawie dostępnych pozycji literaturowych [7÷12]. Z tabl. wynika, że obecnie interseptory stosowane są w różnorodnych konstrukcjach samolotowych. Sterowanie po-

przeczne za ich pomocą stosowane jest na ok. 60 samolotach różnych typów, m.in.:

— pasażerskich; zarówno na małych jak De Havilland DHC-7 (maks. masa startowa 18 500 kg, maks. prędkość przelotowa 444 km/h) oraz bardzo dużych jak Boeing 747, zabierający na pokład 382 pasażerów (maks. masa startowa 351 500 kg, maks. prędkość lotu 978 km/h),

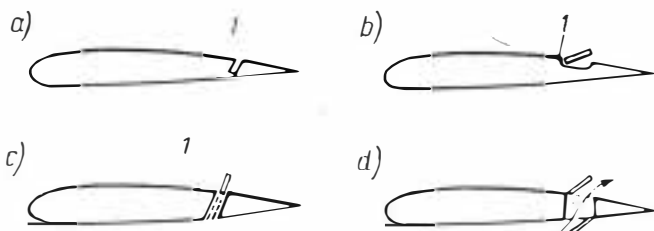
— wojskowych naddźwiękowych samolotach bojowych; należą do nich myśliwskie i myśliwsko-bombardujące jak Mirage F1, Mitsubishi T-2, Phantom II, wielozadaniowe myśliwskie o zmiennej geometrii skrzydła jak F-111, Tomcat F-14, MiG-23, Panavia MRCA Tornado.

— poddźwiękowych samolotach bojowych i szkolno-treningowych,

TABLICA. Samoloty i rakiety, na których używane są interseptory do sterowania

Typ	Nazwa samolotu lub rakiety	Masa startowa, kg	Prędkość lotu, km/h
Samoloty pasażerskie	De Havilland Canada DHC-7	18 500	444
	Dassault Mercure	52 000	945
	VFW-Fokker 614	18 600	722
	Airbus A-300B	150 000	914
	BAC One-Eleven	47 400	871
	Hawker Siddeley Trident	68 000	936
	Boeing 707	151 300	966
	Boeing 727	86 490	964
	Boeing 737	52 400	927
	Boeing 747	351 500	978
	Lockheed L-1011-1 Tristar	195 000	M = 0,85
	Mc Donnell Douglas DC-8	158 800	965
	Mc Donnell Douglas DC-10	251 700	932
	Iliuszyn Il-62	162 000	900
	Tupolew Tu-134	47 000	900
Tupolew Tu-154	90 000	975	
Samoloty wojskowe bojowe i szkolno-treningowe	Dassault Mirage F1	14 000	M = 2,2
	Panavia MRCA	18 000	M = 2
	Sepecat Jaguar	14 500	M = 1,6
	Mitsubishi XT-2	9 500	M = 1,6
	General Dynamics F-111	41 500	M = 2,5
	Grumman Tomcat F-14	30 000	M = 2
	Mc Donnell Douglas Phantom	21 700	M = 2
	Rockwell Interceptor B-1
	BAC 145 Jet Provost	4 200	708
	Vought Corsair II	19 000	1,123
	Mc Donnell Douglas Skyhawk	12 400	1,086
	Grumman A-6 Intruder	60 000	766
	Su-19	38 900	M > 2
Samoloty transportowe	DHC-5 Buffalo	20 000	454
	Breguet 941 s	25 000	400
	Transall C-160	49 100	492
	IAI-201 Military Arava	6 800	311
	Aeritalia G 222	26 000	440
	Lockheed C-5 Galaxy	346 700	815
	Iliuszyn Il-76	157 000	850
	Short Belfast CMk	103 000	665
	Boeing YC-14
	Mc Donnell Douglas YC-15
Samoloty dyspozycyjne	Aerospatiale SN600 Cornette	6 100	630
	Dassault Falcon 10	8 300	920
	R. Piaggio PD-808 TF	8 200	800
	Hawker Siddeley 125	11 300	800
	Gates Learjet 24 D	6 100	859
	Grumman Gulfstream II	28 000	946

Wojskowe i cywilne samoloty lekkie, gospodarcze, patrolowe, przeciw łodziom podwodnym i in.	Breguet 1150 Atlantic	43 500	556
	Piaggio PD-808	8 200	800
	Kawasaki P-2J	34 000	402
	Mitsubishi Mu-2	4 900	550
	Shin Meiwa SS-2 i 2A	43 000	426
	Helio H-295 Super Courier	1 500	265
	Helio Stallion H-550A	2 300	322
	Lockheed S-3A Viking	19 000	649
	North American Rockwell Bronco	4 900	632
	De Havilland C-8A	20 400	297
	Sportavia Avion-Planeur RF-7	400	220
	Nihon University N-70 Cyganus	500	160
	Bede BD-5 Micro	300	407
Rakiety przeciwozłogowe	Entac	12,2	305
	MBB Bo810 Cobra 2000	10	306
	Kawasaki KAM-3D9 (69ATM-1)	15,7	306
	Bofors Bantam	7,5	306
	Snapr	22	323
	Aerospatiale (Nord) CT20 i R20	675	950



Rys. 1. Różne układy interseptorów: a) łukowy, b) typu kłapa, c) typu zatyczka, d) interseptor-slot-deflektor; 1 — oś obrotu

— transportowych wojskowych i cywilnych; począwszy od lekkiego, wojskowego IAI-201 Military Arava typu STOL o maks. masie startowej 6800 kg, aż do ciężkiego logistycznego Lockheed C-5 Galaxy o masie startowej 347 000 kg,

— dwusilnikowych odrzutowych samolotach dyspozycyjnych jak Corvette, Falcon 10, Learjet 24D, Hawker Siddeley 125, Gulfstream II,

— powstających ostatnio nowych samolotach, takich jak Boeing YC-14 [11] — transportowy o średnim zasięgu typu STOL, strategiczny bombowiec naddźwiękowy B-1 oraz projektowany naddźwiękowiec pasażerski Boeing 2707.

Interceptory w sterowaniu poprzecznym stosuje się powszechnie wraz z lotkami lub różnicowo działającym pływającym usterezeniem wysokości, jak np. w naddźwiękowych samolotach bojowych (Panavia MRCA, Jaguar, F-111, MiG-23). Sterowanie poprzeczne wyłącznie interceptorami zastosowano tylko na trzech eksploatowanych obecnie samolotach: towarowo-pasażerskim Breguet 941S oraz na dwóch japońskich samolotach, które niedawno weszły do eksploatacji: naddźwiękowym treningowo-szturmowym Mitsubishi T-2 i lekkim dyspozycyjnym Mitsubishi Mu-2. W obu ostatnich samolotach zastosowano nowoczesne rozwiązania interceptorów ze szczeliną [6, 13].

Interceptory najczęściej pełnią na samolocie funkcje nie tylko organu sterowania poprzecznego, ale w przypadku symetrycznych wychyleń interceptorów na obu skrzydłach mogą być także wykorzystywane jako hamulce aerodynamiczne oraz w fazie lądowania bezpośrednio po przyziemieniu jako tzw. tłumik siły nośnej. Działanie interceptora w tym ostatnim przypadku polega na znacznym zmniejszeniu całkowitej siły nośnej samolotu, powodującym wzrost pionowego obciążenia na kołach samolotu. Poprawia to skuteczność hamowania i zmniejsza długość dobiegu. Takie zastosowanie znalazły ostatnio interceptory na dwu dużych samolotach pasażerskich (Mc Donnell Douglas DC-10 i Lockheed L-1010-1 Tristar), na których spełniają jeszcze jedną funkcję: są stosowane do sterowania podłużnego bezpośrednio siłą nośną (DLC) [8, 9]. Ta metoda sterowania wyłoniła się najpierw przy konstruowaniu aerobusów, dla których zbyt wolna jest reakcja na zadziałanie steru wysokości w czasie podejścia i lądowania. W wyniku badań w locie samolotów z zainstalowanym układem DLC, uważa się obecnie interceptory za najlepsze urządzenia do stosowania w tych układach [14÷16].

Znacznie mniejsze jak dotąd zastosowanie znalazły interceptory w cywilnych samolotach lekkich ogólnego przeznaczenia i gospodarczych (masa w locie do 5700 kg). Interceptory stosowane są dotychczas tylko w czterech konstrukcjach samolotów tego typu, choć stosunkowo dużo jest ich w produkcji i eksploatacji. Tylko na jednym samolocie Mitsubishi Mu-2 zastosowano nowoczesne rozwiązanie interceptora ze szczeliną. Należy jednakże podkreślić, że ostatnio znacznie zwiększa się zainteresowanie wprowadzeniem interceptorów na samoloty lekkie. Najważniejszymi przyczynami podjęcia obecnie prac w tym kierunku są możliwości:

— zastosowania klap o pełnej rozpiętości, co przez zwiększenie obciążenia skrzydła pozwoli zapewnić lepszą manewrowość, wyższe prędkości: przelotową i wznoszenia,

— wyeliminowania niekorzystnego odchylenia kierunku występującego przy stosowaniu lotek, co może poprawić i ułatwić sterowanie w czasie wejścia i wyjścia z zakrętu,

— zastosowania interceptorów w układzie bezpośredniego sterowania podłużnego siłą nośną (DLC). Metoda ta udoskonala i ułatwia sterowanie torem lotu w czasie lądowania [8, 17].

Potrzeba udoskonalenia tego sterowania wydaje się być konieczna, gdyż ponad 50% wypadków lekkich samolotów ma miejsce w czasie lądowania [18]. Metoda sterowania DLC za pomocą interceptorów została zbadana zarówno w tunelu aerodynamicznym [17], na symulatorach [18], jak i w locie [20]. Podsumowując wyniki tych badań [18] stwierdzono, że wzrasta dokładność sterowania torem lotu, zmniejszają się nagłe zmiany prędkości i wysokości lotu oraz rozrzut punktów przyziemienia i powstaje możliwość polepszenia hamowania.

Wspomniany wyżej wzrost zainteresowania zastosowaniem interceptorów na lekkich samolotach znajduje wyraz w przeprowadzanych w latach siedemdziesiątych pracach badawczych w Stanach Zjednoczonych i w Japonii. W pracach [6, 18] przedstawionych na naukowej konferencji AIAA (Amerykańskiego Instytutu Lotnictwa i Kosmonautyki) omówiono wyniki przeprowadzanych w latach siedem-

dziesiątych dwunastu prac poświęconych zagadnieniu sterowania poprzecznego i podłużnego (DLC) samolotów lekkich za pomocą interceptorów. Ostatnio zrealizowano pod egidą NASA trzy obszerne programy: badawczo-rozwojowe dotyczące tego zagadnienia.

— GAW-1 Airfoil (badania tunelowe i analizy teoretyczne oddziaływania interceptorów na profilu specjalnie skonstruowanym dla małych prędkości),

— Redhawk (badania w locie interceptorów w sterowaniu poprzecznym i w sterowaniu torem lotu na zmodyfikowanym samolocie Cessna Cardinal),

— ATLIT (badania w locie interceptorów w sterowaniu poprzecznym na zmodyfikowanym samolocie Piper Seneca z nowym skrzydłem o profilu GAW-1 [6, 21, 22].

Jak już wspomniano, interceptory stanowią jeden z możliwych układów sterowania lotem także rakiet. W tym przypadku są one zwykle umieszczane na krawędzi spływu stateczników. Szczególną zaletą interceptora jako układu sterującego rakieta jest jego mała masa, szybkie zadziałanie i niewielkie momenty zawiasowe, a wadami zwiększenie oporu i ograniczenie wielkości maksymalnych sił sterujących [23]. Dlatego interceptory znajdują zastosowanie przede wszystkim do sterowania małych, lekkich rakiet. Z dostępnych źródeł wynika, że interceptory stosowane są dość szeroko na raketach przeciwzołgowych o długości ok. 1 m, masie ok. 10÷15 kg i prędkości przelotowej do 320 km/h [9].

Nowoczesne układy interceptorów dla samolotów lekkich

Klasyczne zastrzeżenia do użycia interceptorów w sterowanych ręcznie układach na samolotach lekkich to:

— nieliniowa zmiana momentu przechylającego z ruchem drążka,

— opóźnienie odpowiedzi samolotu na zadziałanie interceptora,

— strata wysokości w zakręcie związana ze spadkiem siły nośnej.

Jak wynika z wielu przeprowadzonych badań, te niekorzystne cechy interceptorów mogą być całkowicie wyeliminowane przez właściwą konstrukcję interceptora.

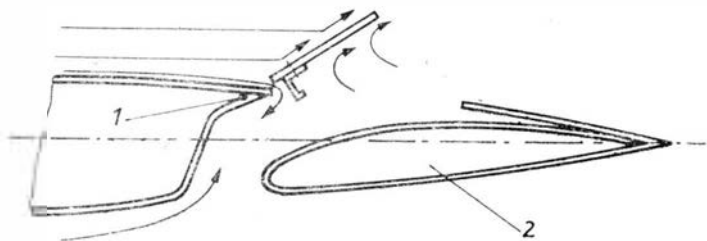
Nieliniowość momentu przechylającego występuje przy bardzo małych wychyleniach interceptora, dla których zachodzi zerowy lub nawet odwrotny przyrost tego momentu. Jest to związane z przepływem, który odrywając się na górnej krawędzi interceptora dołącza się do powierzchni skrzydła bądź kłapy za interceptorem i tworzy niewielki zamknięty obszar oderwania. Powoduje to pozorny wzrost wypukłości profilu, a w rezultacie pewne niewielkie zwiększenie siły nośnej. Usunięcie tej nieliniowości jest możliwe przez zastosowanie deflektora na dolnej powierzchni skrzydła, co jednak bardzo komplikuje układ, a także przez wprowadzenie szczeliny w interceptorze oraz przesunięcie interceptora w kierunku krawędzi spływu.

Czas opóźnienia odpowiedzi samolotu na wychylenie interceptora jest związany z czasem potrzebnym na utworzenie się obszaru oderwania za interceptorem na całym skrzydle. Z badań wynika, że czas opóźnienia jest wprost proporcjonalny do ciężkości skrzydła a odwrotnie proporcjonalny do prędkości lotu. Maleje on do zera przy przesuwaniu interceptora w kierunku krawędzi spływu. Dla danego położenia interceptora czas opóźnienia może być znacznie zredukowany wprowadzeniem interceptora za szczeliną lub zastosowaniem slotu z dolnej powierzchni skrzydła w obszarze za interceptorem. Przy użyciu tych metod czas opóźnienia może być zredukowany ponad dwukrotnie.

Przeprowadzona analiza strat wysokości w zakręcie, oparta na liniowym równaniu ruchu w sześciu stopniach swobody wykazała, że strata ta w czasie jednostekowego niepełnego wychylenia interceptora jest mniejsza niż 0,3 m [6]. Wielkość tej straty można porównać ze zmianami wysokości spowodowanymi turbulencją, nieskoordynowanym zakrętem, zmianą wyważenia wywołaną wychyleniem interceptora oraz niedokładnym sterowaniem stemem wysokości w czasie wejścia i wyjścia z zakrętu. Piloci, badający zagadnienie sterowania poprzecznego za pomocą interceptora na samolocie Redhawk nie stwierdzili jakichkolwiek trudności w manewrze przechylania związanych ze stratą wysokości [6]. Żaden z pilotów nie stwierdzał także różnic w dynamicie przechylania za pomocą lotek i interceptorów, z wyjątkiem niewystępowania niekorzystnego odchylenia w przypadku stosowania interceptorów.

We wspomnianym wcześniej samolocie eksperymentalnym Redhawk zastosowano nowoczesny układ interceptora składającego się z dwu sekcji na każdym skrzydle: wewnętrznej i zewnętrznej. Wewnętrzna sekcja interceptorów wy-

chylana jest symetrycznie na obu skrzydłach i służy do sterowania torem lotu przy podejściu do lądowania, zewnętrzna sekcja interceptorów służy natomiast do sterowania poprzecznego. Interceptor typu szczelinowego, którego geometria schematycznie jest przedstawiona na rys. 2, ma stałą wysokość równą 0,1 m (liczoną łącznie ze szczeli-



Rys. 2. Interceptor szczelinowy zastosowany na samolocie Redhawk: 1 — punkt obrotu, 2 — kłapa

ną o wysokości 0,01 m), co w stosunku do lokalnej cięciwy skrzydła stanowi $8,7 \div 13,9\%$ w zależności od położenia interseptora wzdłuż rozpiętości. Bezpośrednio za interseptorem znajduje się slot, umożliwiający przepływ powietrza z dolnej powierzchni skrzydła. Badania w locie tego układu wykazały, że nie występują jakiegokolwiek zauważalne opóźnienia w zadziałaniu, a moment przechylający jak i zawiasowy wzrastają monotonicznie z wychyleniem wolanta. Przy wychyleniu interseptora nie występuje niekorzystny moment odchylający, co wynika ze zrównoważe-

nia wzrostu oporu profilowego spadkiem oporu indukowanego skrzydła.

Podobne rozwiązanie układu interseptora zastosowano na wspomnianym samolocie ATLIT ze skrzydłem o profilu GAW-1. Interceptor szczelinowy umieszczono w odległości 0,7 cięciwy od krawędzi natarcia skrzydła. Wysokość interseptora wynosiła 11,5% cięciwy, a wysokość szczeliny 1,5% cięciwy. Zastosowano także slot za interseptorem umożliwiającą przepływ powietrza z dolnej powierzchni skrzydła.

LITERATURA

1. NACA Report nr 868, 1947 r.
2. NACA Technical Note nr 1404, 1948 r.
3. Jour. of Aeronaut. Sci. nr 7, 1950 r.
4. NACA Technical Memorandum nr 1210.
5. ARC Report and Memoranda nr 2583, 1951 r.
6. AIAA Paper 74-861, 1974 r.
7. AIAA Paper nr 73-791, 1973 r.
8. AIAA Paper nr 71-905, 1971 r.
9. Jane's All the World's Aircraft, 1976/1977.
10. Aircraft Engineering nr 6, June, 1962 r.; nr 5, May, 1973 r.; nr 9, September, 1963 r.
11. Aviat. Week and Space Technol. March 18, 1974 r., vol. 99, nr 8, 20 August 1973 r.
12. Aviat. Week and Space Technol. May 7, 1973 r., vol. 100, nr 11, 1974 r.
13. Atr International, April, nr 4, 1975 r.
14. The Aeronautical Jour., vol. 74, October, 1970 r.
15. ARC Current Paper nr 1199, 1970 r.
16. NASA CR-1426, 1969 r.
17. SAE Transactions 70-0240, 1970 r.
18. AIAA Paper nr 74-862, 1974 r.
19. Jour. of Aircraft, nr 8, 1974 r.
20. Jour. of Aircraft, nr 4, 1973 r.
21. Aviat. Week and Space Technol., February 3, 1975 r.
22. Atr Progress, nr 1, 1974 r.
23. Aerodynamika rakiet, Moskwa, 1968 r.

PROTOTYPY

IAR-827A • Rumunia •

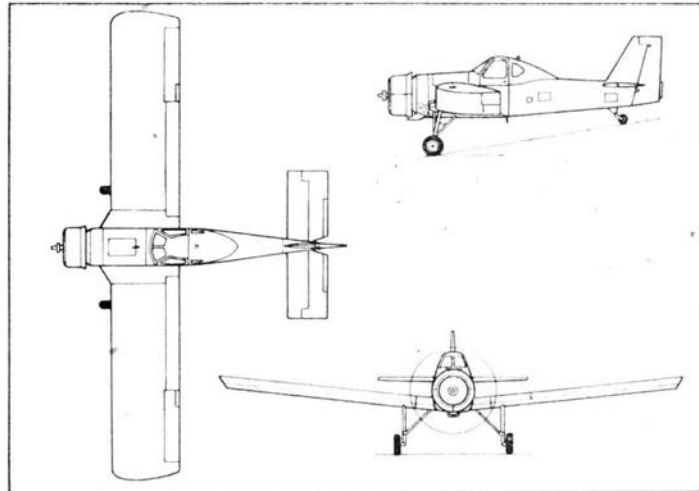
Tłokowy samolot rolniczy o dużym udźwigu

IAR-827A powstał z samolotu IAR-827 (którego pierwszy lot odbył się w 1976 r.) przez zastąpienie silnika Lycoming IO-720-DA1B o mocy 295 kW (400 KM) silnikiem PZL-3S o mocy 440 kW (600 KM).

Charakterystyczną — jak na samolot rolniczy — cechą samolotu jest jego kabina z dwoma miejscami obok siebie i podwójnym układem sterowniczym, umożliwiającym szkolenie pilotów. W czasie przebazowywania samolotu prawe miejsce zajmuje mechanik. Przednia część kadłuba jest spawana z rur ze stali chromo-molibdenowej i pokryta blachą z lekkiego stopu, tylna część ma konstrukcję skorupową z lekkiego stopu. Metalowy płat o wzniosie 6° jest zaopatrzone w elektrycznie uruchamiane jednoszczelinowe kłapy i w lotki z automatycznymi kłapkami wyważającymi. Lewy ster wysokości ma automatyczną, a prawy — ręcznie sterowaną kłapkę wyważającą. Zbiornik chemikaliów mieści 1000 kg chemikaliów sypkich lub ciekłych. Aparatura do chemikaliów ciekłych może być używana do opryskiwania zarówno grubo- jak i drobnokroplistego. Gwiazdowy 7-cylindrowy silnik PZL-3S o mocy startowej 440 kW (600 KM) i mocy ekonomicznej 243 kW (330 KM) jest wyposażony w 4-łopatowe śmigło o średnicy 2,62 m i stałej prędkości obrotowej.

Dane techniczne

Rozpiętość	14,00 m
Długość	8,60 m
Wysokość	3,75 m
Powierzchnia nośna	30,00 m ²
Wydłużenie	6,6
Masa własna	1650 kg
Udźwig chemikaliów	
normalny	800 kg
maksymalny	1000 kg
Maks. masa startowa	2800 kg
Prędkość maksymalna	230 km/h
Prędkość robocza	150÷180 km/h



Maks. wznoszenie	3,0 m/s
Pułap praktyczny	4000 m
Rozbieg	200 m
Dobieg	150 m
Zasięg roboczy	350 km

W.K.

Wpływ czynników pilotażowych i agrotechnicznych na zakres użytkowania samolotu rolniczego

Dr inż. JERZY ZIĘBORAK
Pilot doświadczalny

W niniejszym artykule dokonano próby ilościowej oceny wpływu wysokości operacyjnej, bocznego odchylenia samolotu od linii drogi oraz szerokości roboczej na zakres użytkowania samolotu rolniczego. Przez zakres użytkowania jest tutaj rozumiana maksymalna długość pola lub jego powierzchnia, na której przy określonej szerokości roboczej uzyskano równomierne rozkłady poprzeczne środków chemicznych. Za równomierne rozkłady zostały przyjęte takie, dla których dopuszczalna nierównomierność nie przekraczała 20% dla środków ciekłych oraz 25% dla środków sypkich. Równomierny rozkład poprzeczny (rys. 1a) uzyskuje się w locie operacyjnym z szerokościami roboczymi L_r . Jeśli z różnych przyczyn pilot nie jest w stanie utrzymać szerokości roboczej, będziemy mieli do czynienia z nierównomiernymi rozkładami oraz tzw. „omijkami” (rys. 1b). Utrzymanie szerokości roboczej ułatwiają systemy naprowadzania samolotów umożliwiające w różnym stopniu zachowanie szerokości roboczej.

W pewnych warunkach boczne odchylenia samolotu od linii drogi stają się zbyt duże, ograniczając w ten sposób dalsze wykorzystanie systemu. Do rozważań wytypowano najbardziej reprezentatywne systemy, tj. wizualny tradycyjny system wykorzystujący flagowych, stosowany obecnie elektroniczny system Agri-Fix oraz jeden z najnowocześniejszych Decca Flagman.

Artykuł nie zawiera opisu poszczególnych systemów, lecz podaje niektóre dane dotyczące zasady naprowadzania samolotu. Z wyjątkiem systemu Decca Flagman wielkości bocznych odchylenia są wynikiem wielu pomiarów prowadzonych przez autora w przedsiębiorstwach lotniczych. Wyznaczanie wielkości pól, dla których mogą mieć zastosowanie poszczególne systemy, polegało na konfrontacji maksymalnych bocznych odchylenia samolotu z odchyłkami szerokości roboczej. Przeanalizowano wielkości odchyłek szerokości roboczej dla wielu typów samolotów przy zróżnicowanych dawkach i środkach chemicznych. Wielkości odchyłek uzyskano ze złożonych pomiarów charakterystyk masowych rozkładów poprzecznych. Jako rezultat końcowy autor przedstawił możliwości systemów w postaci zakresu użytkowania, który obejmuje wielkości pól, szerokości robocze oraz wysokość lotu.

Boczne odchylenia samolotu od linii drogi

Wizualny system naprowadzania przy wykorzystaniu flagowych

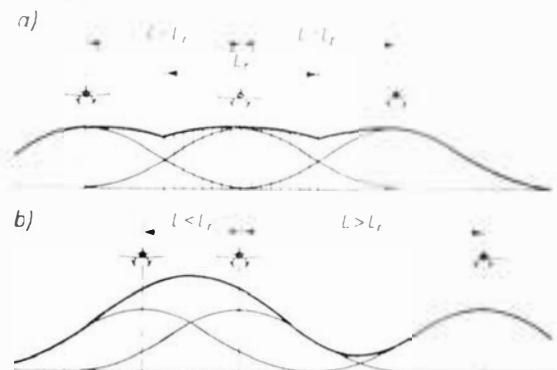
Wizualny system naprowadzania samolotu polega na wejściu na linię i wykonaniu lotu po linii drogi, która jest wyznaczona przez flagowych. Na rys. 2 przedstawiono schemat lotu przy wykorzystaniu dwóch flagowych. Z wyjątkiem pierwszego zajścia, typowe naprowadzenie samolotu na linię drogi odbywa się z zakrętu proceduralnego. W punkcie E zakrętu następuje powolne wyprowadzenie samolotu na linię drogi z równoczesnym niżaniem się do wysokości roboczej, którą osiąga samolot w miejscu F . Na odcinku $E-F$ pilot dokonuje poprawek. Z tej pozycji linia drogi wyznaczona przez dwóch flagowych jest dobrze widoczna. W momencie przejścia przez samolot flagowego M_3 , pilot nie widzi drugiego punktu w terenie, który wraz z punktem M_4 wyznaczał linię prostą. Od tego momentu będą występowały boczne odchylenia. Praktyka wykazała, że boczne odchylenia są największe w połowie odległości między flagowymi i stopniowo maleją w miarę zbliżania się samolotu do flagowego M_4 .

W latach 1969-1975 wykonano wiele pomiarów BO na osi $x-x$ (rys. 2). Pomiary bocznych odchylenia wykonano metodami fotograficznymi. Loty operacyjne na samolotach PZL-101 i An-2 wykonywali piloci z nalotem $1000 > N > 500$ h. W wyniku pomiarów zostały określone średnie oraz maksymalne boczne odchylenia, zakładając 80% poziom ufności.

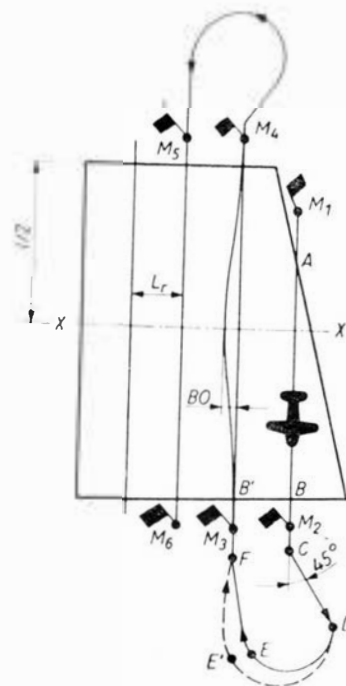
Na rys. 3 zestawiono maksymalne boczne odchylenia liniowe $BO = f(l)$ dla wysokości lotu 5 m i 30 m. Z wykresu wynika, że boczne odchylenia na wysokości 30 m są o ok. 80% większe od odchylenia odpowiadających 5 m wysokości lotu. Warto zwrócić uwagę, że w celu zmniejszenia bocznych odchylenia należy zwiększyć liczbę flagowych albo markerów na porównywalnej długości pola. Gdy liczba markerów m będzie taka, że wyznaczą one wyraźny rząd, wówczas maksymalne boczne odchylenia nie powinny przekroczyć 1,2 m, a średnie 0,7 m dla wysokości lotu 5 m. Na wykresie (rys. 3) maksymalne boczne odchylenia dla wysokości 5 m i 30 m, odpowiadające $m = \infty$, przedstawiono jako dwie równoległe poziome linie proste, które potwierdzono wynikami badań poligonowych samolotów An-2, Z37 i M-15.

Instrumentalny system naprowadzania typu Agri-Fix

Agri-Fix należy do rodziny hiperbolicznych systemów nawigacyjnych. W systemie wykorzystane są promieniowania odległych od siebie anten dipolowych dwóch radiostacji naziemnych pracujących w pasmie częstotliwości 1,6-2 MHz, wzajemnie zsynchronizowanych. Punkty przecięcia się zerowej różnicy faz przy stałej różnicy odległości



Rys. 1. Schemat równomiernych i nierównomiernych poprzecznych rozkładów masowych



Rys. 2. Zajście samolotu i utrzymywanie linii drogi wyznaczonej przez dwa markery

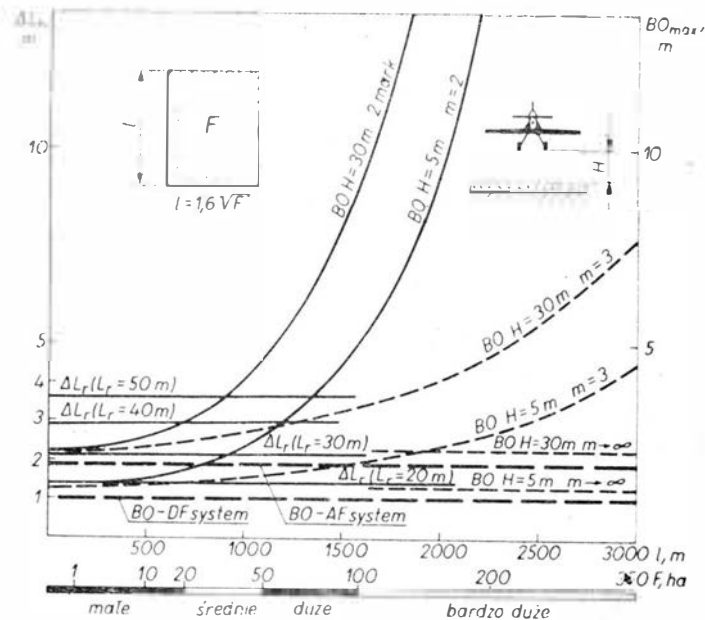
tworzą linie hiperboliczne odległe od siebie o jedną półfalę. Na odcinkach do 3 km w obszarze linii bazowej linie hiperboliczne mogą być potraktowane jako proste wzajemnie równoległe linie drogi.

Położenie samolotu względem linii drogi określane jest dekametrem (rys. 4), stanowiącym wyposażenie pokładowe samolotu. W okienku dekametru podawana jest pełna liczba półfal, licząc od momentu zerowego, przy czym liczba ta wzrasta w kierunku zależnej stacji naziemnej. Całkowity obrót punktu świetlnego na kołowym wskaźniku dekametru odpowiada przy 2 MHz najkrótszej długości półfali 75 m. Dekametr, za pomocą goniometru, jest w stanie określić 0,01 długości półfali, co w tym przypadku odpowiada 0,75 m.

Aby wykonać naloty robocze co 25 m, pierwsze wskazanie punktu świetlnego na kołowym wskaźniku dekametru powinno wynosić 0,33. W celu operacyjnego wykorzystania wskazań dekametru, jego wskazania mogą być przeniesione na belkowy wskaźnik położenia linii drogi typu „head up” (rys. 4).

Każda lampka belkowego wskaźnika lub odstęp między kolejnymi lampkami wskazuje 1/50 długości półfali, co dla danego przykładu odpowiada 1,5 m. W locie operacyjnym, gdy samolot znajduje się dokładnie na linii drogi, palą się równocześnie dwie białe lampki z jednakowym natężeniem światła. Jeżeli np. ciągle będzie się palić jedna czerwona lampka z prawej strony oznacza to, że samolot znajduje się z lewej strony równoległe do linii drogi, jeżeli będą się zapalać kolejno czerwone lampki z prawej strony — samolot oddala się od linii drogi w lewo.

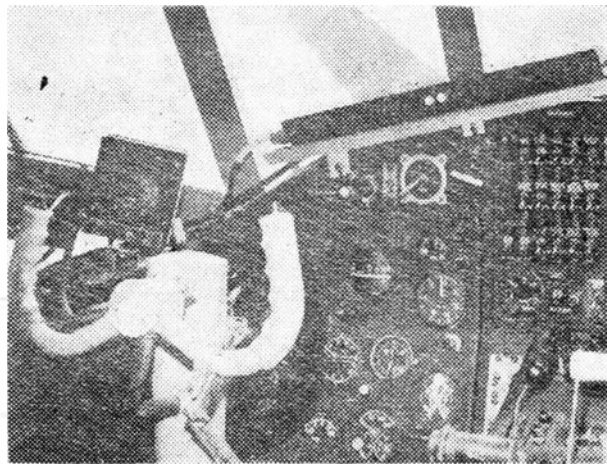
Sposób wskazywania linii drogi jest analogiczny do pokładowego pionowego wskaźnika krzyżowego ILS lub VOR, w który wyposażone są zwykle samoloty nierolnicze. Przechwycenie żądanej linii drogi odbywa się przez wykorzystanie wskaźnika na kołowej skali dekametru. Wejście na linię drogi odbywa się pod kątem na odcinku E—F (rys. 2).



Rys. 3. Zależność maksymalnych bocznych odchyżeń samolotu (BO_{max}) oraz odchyłek szerokości roboczych od wielkości pola

Wyposażenie samolotu w busołą żyroskopową ułatwia znacznie przechwycenie linii drogi oraz wpływa na zmniejszenie maksymalnych bocznych odchyżeń samolotu.

W celu określenia bocznych odchyżeń wykonano loty na samolocie An-2R wyposażonym w odbiorcze urządzenie Agri-Fix. Linia drogi, względem której mierzono boczne odchylenia samolotu, została wyznaczona metodą kołowania przy palących się jednakowo białych lampkach wskaźnika „head up”. Boczne odchylenia samolotu w wyznaczonym miejscu określono metodą fotograficzną. Wyniki pomiarów wykazały, że maksymalne boczne odchylenia wyniosły 1,8 m przy założeniu 80% ufności, a średnie 0,8 m. Nie stwierdzono wpływu wysokości lotu do 50 m na wielkość maksymalnych bocznych odchyżeń samolotu. Próby wykonywane były przez pilota legitymującego się nalotem agro ok. 800 h oraz zadowolającym doświadczeniem w wykorzystaniu systemu ILS. Samolot An-2R miał średnie właściwości lotne w zastosowaniu do celów agrolotniczych. Wyniki pomiarów przedstawiono na wykresie $BO = f(l)$ (rys. 3) jako poziomą przerywaną linią prostą.

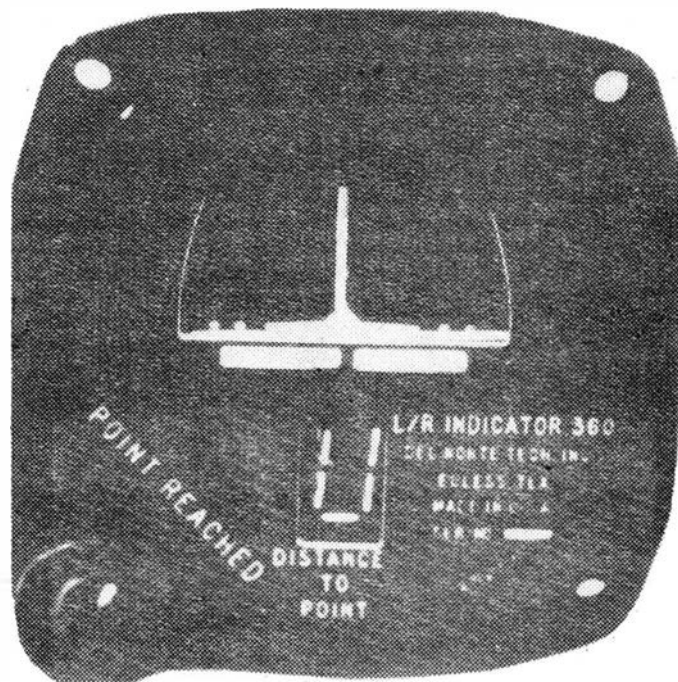


Rys. 4. Dekametr i belkowy wskaźnik linii drogi w samolocie rolniczym An-2R

Instrumentalny system naprowadzania typu Decca Flagman

Elektroniczny system Decca Flagman powstał w wyniku dostosowania amerykańskiego systemu typu Trisponder do celów agrolotniczych. W systemie wykorzystano dwa transpondery, które wyznaczają linię bazową oraz transponder pokładowy wysyłający sygnały do stacji naziemnych. Droga sygnałów do stacji naziemnych mierzona jest przez pokładowe urządzenie DDMU (Digital Distance Measuring Unit), a uzyskane informacje przekazywane do komputera „w lewo i prawo”. W odróżnieniu od systemu Agri-Fix, gdzie linie drogi są prostopadłe do linii bazowej, w systemie Decca Flagman istnieje możliwość zmiany kierunku linii drogi z pokładu samolotu. Do ustalenia kierunku linii drogi służy osobne urządzenie pokładowe CP (Control Panel) znajdujące się na tablicy przyrządów pokładowych. Pozwala ono ponadto na ustalenie wyjściowej linii drogi, umożliwia jej zakrzywienie oraz zapamiętanie miejsca przerwanej operacji agro.

Zasadniczy element systemu umożliwiający pilotowi dokładne naprowadzenie i utrzymanie linii drogi, a następnie określenie miejsca rozpoczęcia zabiegu stanowi wskaźnik krzyżowy (rys. 5). Powstał on w wyniku dostosowania do celów agrolotniczych wskaźnika krzyżowego (Cross Pointer), w który wyposażone są samoloty korzystające z systemów VOR-ILS. Dostosowanie wskaźnika polegało na spełnieniu kilku wymagań mających na celu uzyskanie najmniejszych bocznych odchyżeń. Dla klasycznego samolotu rolniczego operującego na prędkości ok. 160 km/h czułość pionowej wskazówki na półskali jest nie mniejsza niż



Rys. 5. Wskaźnik krzyżowy systemu DF

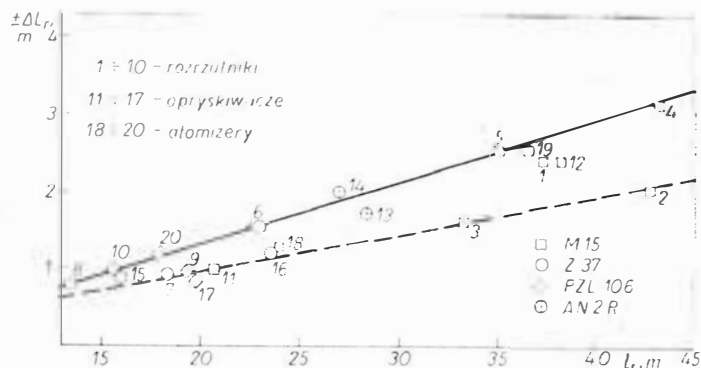
13 m, a częstość informacji dotyczącej pozycji samolotu nie mniejsza niż dwa razy na sekundę. Przy spełnieniu tych warunków, gdy samolot znajduje się nie dalej niż 15 km od osi bazowej, utrzymanie linii drogi w granicach 1 m nie sprawia trudności. Przy większych odległościach od osi bazowej warunki techniczne systemu określają boczne odchylenia jako ± 2 m. Dokładność utrzymania linii drogi w miarę wzrostu odległości samolotu od osi bazowej maleje. Maksymalny zasięg operacyjny systemu wynosi 80 km z dokładnością ± 3 m. Na rys. 3 przedstawiono boczne odchylenia samolotu dla małych i średnich odległości od osi bazowej.

Wskaźówka pozioma na wskaźniku krzyżowym ma za zadanie informowanie pilota o zbliżającym się miejscu rozpoczęcia operacji albo o każdym innym zadanym punkcie w terenie. Początkowo odległość do punktu podawana jest w km. W odległości pół kilometra od punktu w górnej części przyrządu pojawia się pozioma ruchoma wskaźówka. W miarę zbliżania się do punktu wskaźówka przemieszcza się pionowo w kierunku centralnej linii poziomej przyrządu. W momencie dojścia wskaźówki do linii poziomej zapala się lampka wskazująca moment przelotu samolotu nad punktem.

Wskaźnik krzyżowy ułatwia wprowadzenie samolotu na linię drogi z zakreślenia proceduralnego, szczególnie gdy na pokładzie znajduje się busola żyroskopowa. Pilotom, którzy wykonywali loty wg systemów ILS, korzystanie z systemu Flagman nie sprawia trudności.

Odchyłki szerokości roboczej

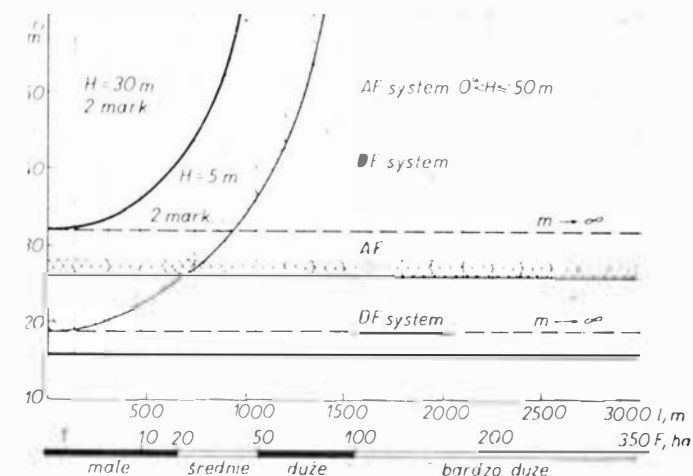
Każdą samolotową aparaturę rolniczą cechuje pewna nierównomierność dozowania środków, która powoduje powstawanie odchyłek szerokości roboczej. W Polsce jako dopuszczalne nierównomierności dozowania przyjmuje się



Rys. 6. Przebieg odchyłek szerokości roboczych

$\pm 5\%$ dla środków ciekłych i $\pm 10\%$ dla środków sypkich. W celu dokonania ilościowej oceny odchyłek szerokości roboczych, przeprowadzono badania masowych rozkładów poprzecznych przy użyciu czterech typów samolotów rolniczych.

Stosowana na samolotach aparatura rolnicza spełniała wymagania dopuszczalnej nierównomierności dozowania. Badania prowadzono dla trzech typów operacji, tj. nawożenie przy wykorzystaniu rozrzutnika odśrodkowego lub pneuma-



Rys. 7. Zakresy użytkowania samolotu rolniczego

tycznego, opryskiwanie grubokropliste oraz opryskiwanie drobnokropliste atomizerami. Zmienność dawek wynosiła $155 \div 400$ kg/ha dla środków sypkich oraz $1,5 \div 145$ l/ha dla środków ciekłych. Przy określaniu szerokości roboczych i ich odchyłek przyjęto zagonową metodę wykonywania lotów operacyjnych.

Statystyczne wyniki badań uzyskane dla 90% poziomu ufności przedstawiono na wykresie $\Delta L_r = f(L_r)$ (rys. 6). Łącznie wykonano 178 pomiarów rozkładów masowych. Jak można zauważyć, rozrzut punktów odpowiadających 20 wariantom pomiarowym znajduje się w granicach trójkąta. Z przebiegu maksymalnych odchyłek wynika, że wielkość tolerancji dla zakresu szerokości roboczych $15 \div 45$ m zmienia się w zakresie $12 \div 14,7\%$ L_r .

Podobna analiza przeprowadzona dla metody czółenkowej przy tych samych dawkach pozwala wnioskować, że mimo różnych bezwzględnych wartości w obu metodach ich procentowe wartości względem szerokości roboczej są wielkością stałą.

Zakresy użytkowania samolotu rolniczego

Zakresy użytkowania samolotu rolniczego mogą być wyznaczone z wykresów na rys. 3 i 6 w oparciu o warunek $(BO)_{\max} \leq \Delta L_r$, dla którego są spełnione wymagania równomierności rozkładów poprzecznych. Końcowy wykres, przedstawiający zakresy użytkowania w postaci zakresowanych powierzchni, przedstawiono na rys. 7. Poszczególne systemy nasuwają następujące wnioski.

W przypadku dwóch markerów, gdy loty wykonywane są na wysokości 5 m, system wizualny może być wykorzystany na małych, średnich i dużych polach z odpowiednio wzrastającymi szerokościami roboczymi. Minimalna dopuszczalna szerokość robocza dla dwóch flagowych wynosi 19 m. Samoloty z małymi szerokościami roboczymi nie powinny być używane na dużych polach ze względu na przekraczanie dopuszczalnych nierównomierności pokryć. W przypadku dwóch markerów, gdy loty wykonywane są na wysokości 30 m, system można wykorzystać na małych i średnich polach przy odpowiednio rosnących szerokościach roboczych. W tym przypadku minimalna dopuszczalna szerokość robocza wynosi 32 m. Z powyższego wynika, że wzrost wysokości lotu poważnie ogranicza zakres użytkowania systemu wizualnego. Dla omówionych przypadków zakres użytkowania można znacznie rozszerzyć przez wykorzystanie trzech markerów na tej samej długości pola. Sposób ten nie znajduje szerszego zastosowania w praktyce ze względu na trudności organizacyjne. Gdy liczba markerów wzrośnie w takim stopniu, że uzyskamy rząd markerów (co na rys. 3 odpowiada $m \rightarrow \infty$), będziemy mieli do czynienia z minimalnym bocznym odchyleniem w warunkach systemu wizualnego. W praktyce stan ten odpowiada wykonywaniu lotu wzdłuż rzędka plantacji i nie stwarza ograniczeń wielkości pól w rozpatrywanym zakresie.

Maksymalne boczne odchylenia w systemie Agri-Fix są wielkością stałą, dlatego zakres użytkowania przedstawiony na rys. 7 będzie miał kształt prostokąta. System ten może być stosowany do wysokości lotu 50 m dla szerokości roboczych większych od 26 m. Na małych polach, przy szerokościach roboczych mniejszych od 26 m i wysokości operacyjnej 5 m, najlepsze rezultaty uzyskuje się w systemie wizualnym. Powierzchnia, którą może obejmować system jest rozmieszczona symetrycznie względem osi bazowej i wynosi $2/3 \times 2/3$ długości osi. Przy maksymalnej długości osi 30 km wynosi ona 40 000 ha. W celu wykonywania lotów po liniach drogi, które mogą być uznane za proste równoległe, z łącznej powierzchni należy wydzielać pola o powierzchni nie przekraczającej 350 ha. Z użytkowego punktu widzenia ujemną cechą systemu jest ograniczenie możliwości zmian kierunku nalołów, które sprowadzają się do dwóch przeciwnych prostokątów do osi bazowej.

W porównaniu z rozpatrywanymi systemami, system Decca Flagman charakteryzuje się zwiększonym zakresem użytkowania (wykres na rys. 7). Zwiększenie zakresu użytkowania o małe szerokości robocze wynika ze zmniejszenia maksymalnych bocznych odchyłek. W tym przypadku na małych polach i przy małych szerokościach roboczych nie dominuje wizualny system naprowadzania samolotów. Dwie główne dodatkowe cechy wyróżniają ten system spośród pozostałych, tj. możliwość dowolnej zmiany kierunku linii drogi oraz możliwość określenia punktu w terenie. Cechy te nie tylko zwiększają operacyjne możliwości systemu, ale również mają decydujący wpływ na podłużną równomierność pokryć.

cd. na s. 13

Analiza przebiegu parametrów gazodynamicznych i mocy turbinowego silnika śmigłowcowego podczas przyspieszania

Dr inż. EDMUND JAWORSKI

Charakterystyka zjawisk procesów przejściowych wywołanych niestabilną pracą silnika

Turbinowy zespół napędowy śmigłowca powinien charakteryzować się szczególnymi właściwościami eksploatacyjnymi, z których najważniejsza to minimalny czas przyspieszania osiągany w warunkach gazodynamicznej stateczności zespołów silnika. Wiadome jest, że pełne przyspieszenie dokonane w zakresach „bieg jałowy — warunki startowe” wywołuje naruszenie równowagi mechanicznej i termogazodynamicznej silnika, w wyniku czego ulegają istotnej zmianie parametry termodynamiczne czynnika roboczego i występują procesy przejściowe prowadzące do nowego stanu równowagi (ustalonej pracy silnika).

Procesy przejściowe występują również w przypadku zmiany warunków lotu śmigłowca, np. podczas szybkiego wznoszenia lub zmniejszania wysokości lotu oraz wykonywania ewolucji.

W przypadku przyspieszania przebieg procesów przejściowych w poszczególnych zespołach silnika, zapewniający określone jego właściwości dynamiczne, zależy od charakterystyki układu paliwowego, wynikającej z równania przepływu paliwa:

$$\frac{dm}{dt} = f_1 \left(n_{TS}, \frac{dn_{TS}}{dt}, T_3^*, \Delta K_y \right) \quad (1)$$

gdzie:

$\frac{dm}{dt}$ — elementarny przyrost masowego natężenia przepływu paliwa do komory spalania w czasie dt ,
 n_{TS} — prędkość obrotowa zespołu turbina-sprężarka,
 $\frac{dn_{TS}}{dt}$ — przyspieszenie zespołu turbina-sprężarka,
 T_3^* — temperatura przed turbiną sprężarki,
 ΔK_y — zapas statecznej pracy sprężarki.

Funkcję $f_1 \left(n_{TS}, \frac{dn_{TS}}{dt}, T_3^*, \Delta K_y \right)$ określa się z warunków zapewniających minimalny czas przyspieszania przy zachowaniu zapasu statecznej pracy sprężarki i dopuszczalnej temperatury przed turbiną. Jeden z możliwych przykładów realizacji funkcji przepływu paliwa do komory spalania turbinowego silnika śmigłowcowego podczas przyspieszania i w warunkach ustalonej pracy pokazuje rys. 1,

gdzie $\bar{m} = \frac{m}{m_{\max}}$ określa względne masowe natężenie przepływu paliwa w stosunku do jego wartości w warunkach startowych.

Procesy przejściowe występujące podczas przyspieszania wywołują zjawiska przepływu niestabilnego, które zmieniają statyczne charakterystyki zespołów silnika, powodując równocześnie zmianę jego właściwości dynamicznych. Przepływu niestabilny związany jest z następującymi zjawiskami:

- bezwładnością czynnika roboczego,
- brakiem równości masowego natężenia przepływu

czynnika roboczego w różnych przekrojach kanału przepływowego silnika,

— wymianą ciepła między czynnikiem roboczym a ściankami kanału przepływowego.

Stratę entalpii spowodowaną bezwładnością czynnika roboczego i jej wpływ na parametry gazodynamiczne dla jednowymiarowego, izentropowego przepływu gazu nielepkiego można przedstawić jako [3]:

$$T_2^* = T_1^* - \frac{\kappa - 1}{\kappa R} \int_0^l \frac{\partial c}{\partial t} dl \quad (2)$$

$$p_2^* = p_1^* \left(1 - \frac{\kappa - 1}{\kappa R T_1^*} \int_0^l \frac{\partial c}{\partial t} dl \right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} \quad (3)$$

gdzie:

T_1^*, p_1^* — temperatura i ciśnienie całkowite czynnika roboczego w przekroju początkowym rozpatrywanego elementu kanału przepływowego,

T_2^*, p_2^* — temperatura i ciśnienie całkowite czynnika roboczego w przekroju końcowym rozpatrywanego elementu kanału przepływowego,

κ — wykładnik izentropy,

R — stała gazowa,

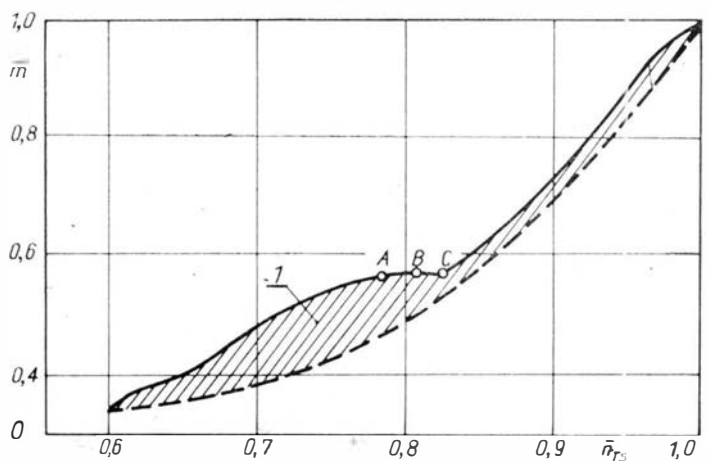
c — prędkość bezwzględna czynnika roboczego,

l — droga,

t — czas przyspieszania.

Występujące w równaniach (2) i (3) wyrażenie:

$$\int_0^l \frac{\partial c}{\partial t} dl = \Delta i_B \quad (4)$$



Rys. 1. Zależność względnego masowego natężenia przepływu paliwa do komory spalania turbinowego silnika śmigłowcowego GTD-350 od prędkości obrotowej zespołu turbina-sprężarka: linia ciągła — przyspieszanie, linia przerywana — stan ustalonej pracy silnika, A-B-C — zmniejszenie natężenia przepływu paliwa w celu zachowania zapasu statecznej pracy sprężarki i ograniczenia temperatury przed turbiną, 1 — masa paliwa zapewniająca minimalny czas przyspieszania

cd. ze s. 12

Rozpatrując zakresy użytkowania warto dodać, że niektóre zabiegi nie wymagają spełnienia warunku równości pokryć. W niektórych przypadkach dopuszcza się zwiększoną nierównomierność poprzeczną, wówczas odpowiednio wzrośnie zakres użytkowania systemów, a szczególnie systemu wizualnego. Przy wyborze większych szerokości roboczych na małych polach należy zwrócić szczególną uwagę na względy ekonomiczne. Większe samoloty rolnicze są mniej ekonomiczne na małych polach ze względu na częste i rozbudowane nawroty.

LITERATURA

1. J. T. THOMSON, H. W. Mitchell: A new positioning aid for agricultural aviation. United Nations Economic Commission for Europe, 1978 r.
2. J. ZIĘBORAK: Leitsysteme für agrarflugzeuge, Agrartechnik VEB Berlin, Heft Juli 1980 r.
3. J. ZIĘBORAK, K. KUNACHOWICZ: Sprawozdanie z prób sprawności systemu Agri-Fix/Sea Fix w pracach agrolotniczych. Instytut Lotnictwa, 197 (nie publikowane).
4. Wyniki badań charakterystyk agrolotniczych samolotów rolniczych prowadzonych w Instytucie Lotnictwa w latach 1978-1979 (nie publikowane).

stanowi wartość entalpii zużytej na pokonanie masowych sił bezwładności czynnika roboczego.

Do numerycznych obliczeń strat entalpii w stopniu maszyny przepływowej za pomocą elektronicznej maszyny cyfrowej wyrażenie (4) można przedstawić w postaci dyskretnej jako:

$$\Delta i_{Bi}^K = \frac{\Delta c_{Ki}}{\Delta t} l_{Ki} \quad (5)$$

$$\Delta i_{Bi}^W = \frac{\Delta c_{Ki}}{\Delta t} l_{Wi} \quad (6)$$

gdzie:

K — dotyczy wieńca kierownicy maszyny przepływowej, W — dotyczy wieńca wirnika maszyny przepływowej, $\Delta c_{Ki} = c_{Ki}^t - c_{Ki}^{t-\delta t}$ — przyrost prędkości bezwzględnej w i -tym wieńcu kierownicy, $\Delta c_{Wi} = c_{Wi}^t - c_{Wi}^{t-\delta t}$ — przyrost prędkości bezwzględnej w i -tym wieńcu wirnika, δt — przyrost czasu, l_{Ki}, l_{Wi} — droga przepływu czynnika roboczego w wieńcu kierownicy lub wirnika i -tego stopnia.

Określony wpływ na parametry gazodynamiczne i przebieg procesów przejściowych wywiera również strata entalpii czynnika roboczego spowodowana akumulacją ciepła w łopatkach maszyn przepływowych (sprężarki i turbin), ponieważ pozostałe elementy kanału przepływowego charakteryzują się stosunkowo dużą bezwładnością cieplną. W przypadku traktowania łopatek jako cienkich płytek i założeniu, że wymiana ciepła w stanie uporządkowanym następuje podczas przyspieszania przy liniowej zmianie temperatury czynnika roboczego, stratę entalpii w wyniku akumulacji ciepła przez zespół maszyny przepływowej można wyznaczyć z zależności:

$$\Delta i_{AK} = \frac{\sum_{i=1}^n Z_i c_i}{m_r \delta t} \quad (7)$$

gdzie:

$$Q_i = V_i c_i \rho \left[B t + \left(\theta_0 - \frac{B}{m} \right) [1 - \exp(-mt)] \right]$$

— ciepło akumulowane w łopatkę i -tego stopnia maszyny przepływowej, V_i — objętość łopatek, ρ — gęstość materiału łopatek, c_i — ciepło właściwe materiału łopatek, B — współczynnik wzrostu temperatury czynnika, t — czas przyspieszania, θ_0 — początkowa nadwyżka temperatury czynnika roboczego nad temperaturą elementu łopatek, Sa — współczynnik szybkości nagrzewania łopatek, $m = \frac{Sa}{V_i c_i}$ — współczynnik przejmowania ciepła, Z — liczba łopatek w wieńcu stopnia maszyny przepływowej, n — liczba stopni maszyny przepływowej, i — numer stopnia maszyny przepływowej, m_r — masowe natężenie czynnika roboczego.

Akumulację masy czynnika roboczego w wydzielonych objętościach kanału przepływowego podczas przyspieszania można wyznaczyć z równania ciągłości przepływu nieustalonego:

$$\dot{m}_1 - \dot{m}_2 = \Delta \dot{m}_r = \int_V \int_{1-2} \frac{\partial \rho}{\partial t} dV \quad (8)$$

Do obliczeń numerycznych za pomocą elektronicznej maszyny cyfrowej można wykorzystać inną postać równania ciągłości:

$$\dot{m}_r = V_{1-2} \left(\frac{1}{RT} \frac{dp}{dt} - \frac{p}{RT^2} \frac{dT}{dt} \right) \quad (9)$$

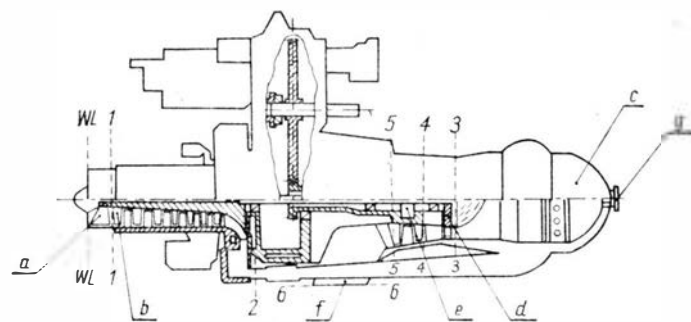
gdzie:

\dot{m}_1, \dot{m}_2 — masowe natężenie przepływu czynnika roboczego w przekroju początkowym i końcowym rozpatrywanej objętości V_{1-2} , p — ciśnienie czynnika roboczego, T — temperatura czynnika roboczego.

Omówione wyżej zjawiska przepływu nieustalonego mogą być wprowadzone jako czynnik korekcyjny do obliczeń numerycznych wg algorytmów matematycznego modelowania procesów przejściowych podanych w pracy [1], po zrealizowaniu których uzyskuje się wartości parametrów

czynnika roboczego w charakterystycznych przekrojach silnika (rys. 2).

W niniejszej pracy przedstawione zostaną rezultaty obliczeń numerycznych przeprowadzone za pomocą elektronicznej maszyny cyfrowej typu ODRA 1305 dla turbino-wego silnika śmigłowego GTD-350 (rys. 2). W rozpatrywanym przykładzie założono, że przyspieszanie przebiega na ziemi w warunkach standardowych ($v = 0, T_H = 288 \text{ K}, H = 0$).



Rys. 2. Schemat konstrukcyjny silnika GTD-350: a — wlot, b — sprężarka osiowo-odśrodkowa, c — komora spalania, d — turbina sprężarki, e — oddzielna turbina napędowa, f — układ wylotowy, g — wtłaczacz paliwa, 1-6 — charakterystyczne przekroje silnika

Przebieg zmiany parametrów gazodynamicznych i ich wpływ na zapas statycznej pracy sprężarki podczas przyspieszania

Na podstawie wyników obliczeń numerycznych silnika GTD-350 przedstawiono na rys. 3 przebiegi prędkości obrotowej zespołu turbina-sprężarka i turbiny napędowej podczas przyspieszania oraz ich odchyłki od przebiegów bez wpływu czynników związanych z przepływem nieustalonym.

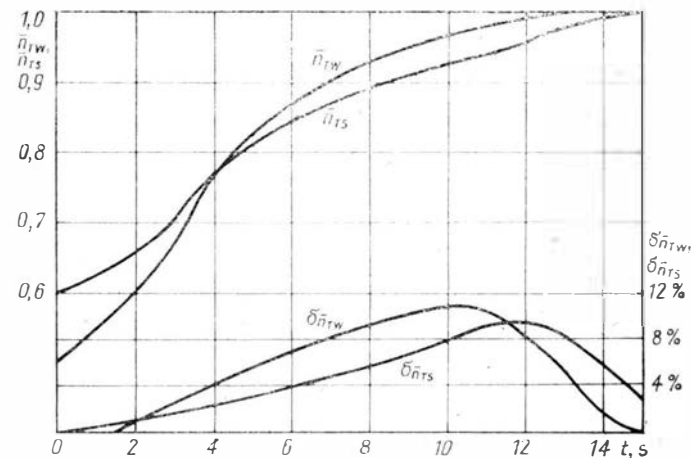
W czasie przyspieszania masowe natężenie przepływu powietrza jest mniejsze, a spręż sprężarki odpowiednio większy od ich wartości w warunkach ustalonej pracy silnika (rys. 4), co wywołuje przesunięcie linii współpracy turbiny ze sprężarką w kierunku granicy statycznej pracy sprężarki (rys. 5).

Oceny zapasu statycznej pracy można dokonać z zależności [2]:

$$\Delta K_y = \left[\frac{\left(\frac{\dot{e}_s^*}{\dot{m}_p} \right)_{gr}}{\left(\frac{\dot{e}_s^*}{\dot{m}_p} \right)_w} - 1 \right] 100 \quad (10)$$

gdzie:

\dot{m}_p — masowe natężenie przepływu powietrza przez sprężarkę,



Rys. 3. Zmiana prędkości obrotowej zespołu turbina-sprężarka (\bar{n}_{TS}) i oddzielnej turbiny napędowej (\bar{n}_{TN}) podczas przyspieszania: $\bar{n}_{TS} = \frac{n_{TS}}{n_{TSmax}}$ — bezwymiarowa prędkość obrotowa zespołu turbina-sprężarka, $\bar{n}_{TN} = \frac{n_{TN}}{n_{TNmax}}$ — bezwymiarowa prędkość

obrotowa oddzielnej turbiny napędowej, $\delta \bar{n}_{TS}, \delta \bar{n}_{TN}$ — odchylenie bezwymiarowej prędkości obrotowej w wyniku akumulacji ciepła i masy w warunkach nieustalonego przepływu, max — wartość parametrów w warunkach startowych

$\left(\frac{\varepsilon_s^*}{\dot{m}_p}\right)_{gr}$ — wartość stosunku sprężu do natężenia przepływu na granicy statecznej pracy sprężarki,

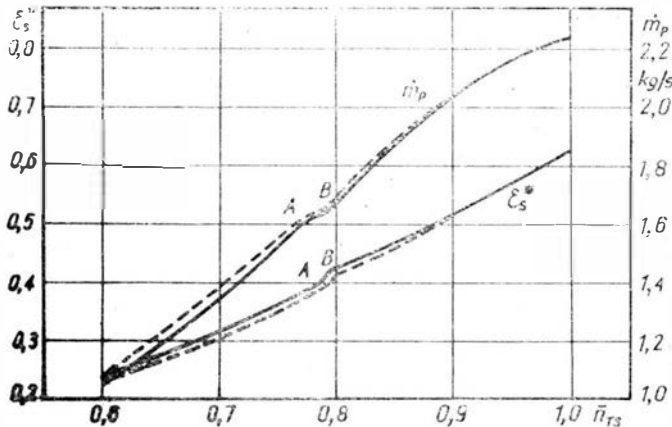
$\left(\frac{\varepsilon_s^*}{\dot{m}_p}\right)_w$ — wartość stosunku sprężu do natężenia przepływu na linii współpracy turbiny ze sprężarką.

Procesy przejściowe wyraźnie wpływają na zmniejszenie zapasu statecznej pracy sprężarki, zwłaszcza w początkowym okresie przyspieszania (rys. 6). Jest to jednak spowodowane głównie wpływem procesów przejściowych zachodzących w komorze spalania.

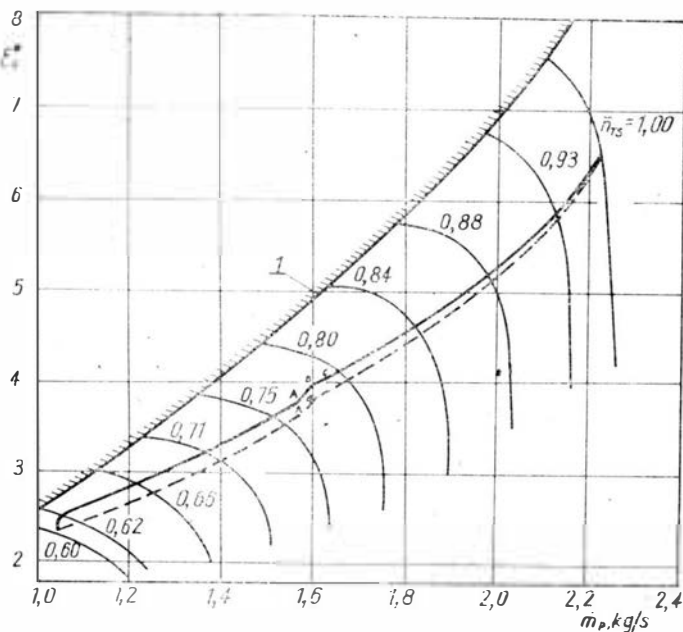
Charakterystyki i przebieg procesów przejściowych w komorze spalania

Szybkie zwiększenie podczas przyspieszania natężenia przepływu paliwa do komory spalania powoduje gwałtowny wzrost temperatury przed turbiną T_3^* w stosunku do jej wartości w warunkach ustalonej pracy (rys. 7).

Ponieważ komora spalania połączona jest ze sprężarką gazodynamicznie, wzrost temperatury T_3^* oddziałuje na przebieg procesów przejściowych w zespole sprężarki powodując tzw. dławienie termiczne, w wyniku którego ulega przesunięciu linia współpracy turbiny ze sprężarką w stosunku do jej położenia w stanach ustalonej pracy silnika. Zjawiska te łatwo można wyjaśnić posługując się zależnością [2]:



Rys. 4. Zależność sprężu sprężarki i masowego natężenia przepływu powietrza od prędkości obrotowej zespołu turbina-sprężarka: linia ciągła — przyspieszanie, linia przerywana — stan ustalonej pracy silnika



Rys. 5. Przebieg linii współpracy turbiny ze sprężarką: linia ciągła — przyspieszanie, linia przerywana — stan ustalonej pracy silnika, 1 — granica statecznej pracy sprężarki, A-B — zamknięcie zaworu upustu powietrza

$$\frac{\varepsilon_s^*}{q(\lambda_1)} = A \sqrt{\frac{T_3^*}{T_1^*}} \quad (11)$$

gdzie:

$$q(\lambda_1) = \frac{\dot{m}_p \sqrt{T_1^*}}{j p_1^* F_1} \text{ — gęstość strumienia masy powietrza na}$$

wejściu do sprężarki,

A — wartość stała,

T_1^* — temperatura całkowita powietrza na wejściu do sprężarki,

p_1^* — ciśnienie całkowite powietrza na wejściu do sprężarki,

F_1 — powierzchnia przekroju na wejściu do sprężarki,

j — współczynnik w równaniu masowego natężenia przepływu powietrza jako funkcji gazodynamicznej.

Jak widać z (1), zwiększenie T_3^* wywołuje wzrost ε_s^* , a więc zmniejszenie zapasu statecznej pracy sprężarki. W chwili zamknięcia zaworu upustu powietrza ze sprężarki, który zapobiega przekroczeniu granicy statecznej pracy sprężarki w początkowym okresie przyspieszania, musi nastąpić zmniejszenie natężenia przepływu paliwa do komory spalania i obniżenie T_3^* (odcinek B-C na rys. 7).

Procesy przejściowe wpływają również na przebieg współczynnika zachowania ciśnienia i współczynnika wydzielania ciepła w komorze spalania. Zakładając, że decydujący wpływ na współczynnik zachowania ciśnienia wywiera bezwymiarowa liczba przepływu czynnika roboczego na wejściu do komory spalania λ_2 , dla przyspieszania słuszną będzie zależność otrzymana z aproksymacji $\sigma_{KS} = f_2(\lambda_2)$ podanej w [1]:

$$\sigma_{KS}(t) = a_0 + a_1 \lambda_2(t) + a_2 \lambda_2^2(t) + \dots + a_n \lambda_2^n(t) \quad (12)$$

gdzie: a_0, a_1, \dots, a_n — współczynniki wielomianu aproksymującego.

Wartość współczynnika wydzielania ciepła w komorze spalania zależy od dużej liczby czynników, które oddziałują na przebieg procesu spalania paliwa. Jednym z podstawowych jest współczynnik nadmiaru powietrza α , którego wpływ na współczynnik wydzielania ciepła podczas przyspieszania można aproksymować następującym wielomianem:

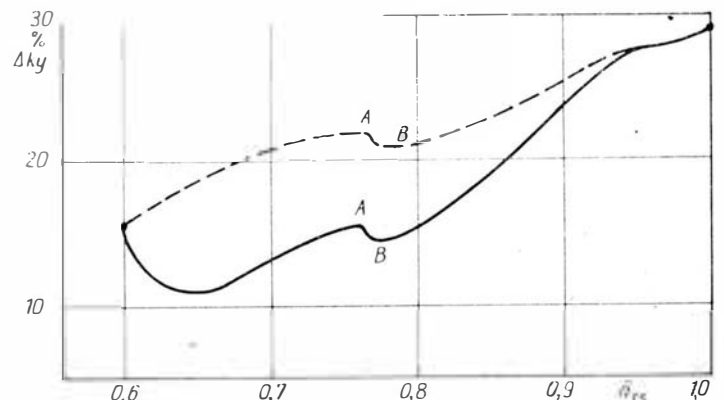
$$\xi_{KS}(t) = b_0 + b_1 \alpha(t) + b_2 \alpha^2(t) + \dots + b_n \alpha^n(t) \quad (13)$$

Termodynamiczna stateczność pracy komory spalania i dynamika procesów spalania zależy od współczynnika α i stosunku natężenia przepływu paliwa do natężenia przepływu powietrza τ_p , których zmiana podczas przyspieszania jest przedstawiona na rys. 8. Zamknięcie zaworu upustu powietrza ze sprężarki jest związane z wyraźnym zubożeniem mieszaniny paliwowo-powietrznej.

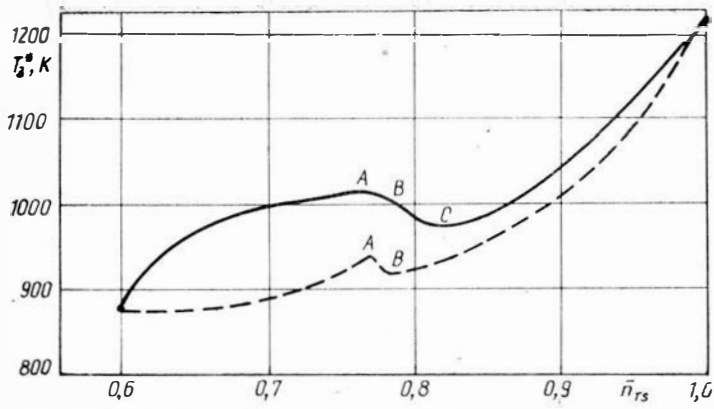
Wpływ procesów przejściowych na charakterystyki turbin i moc silnika

Procesy przejściowe w zespole turbin są wywołane gwałtownym wzrostem temperatury spalin T_3^* , która w istotny sposób wpływa na parametry termodynamiczne czynnika roboczego (p_3^*, p_4^*, T_4^*) oraz parametry charakteryzujące fizykochemiczne właściwości czynnika roboczego:

- ciepło właściwe c_p ,
- stałą gazową R_g ,
- współczynnik przewodzenia ciepła spalin λ ,
- współczynnik lepkości kinematycznej spalin μ .



Rys. 6. Zależność zapasu statecznej pracy sprężarki od prędkości obrotowej zespołu turbina-sprężarka: linia ciągła — przyspieszanie, linia przerywana — stany ustalonej pracy silnika



Rys. 7. Zależność temperatury przed turbiną sprężarką od prędkości obrotowej zespołu turbina-sprężarka; linia ciągła — przyspieszanie, linia przerywana — stany ustalonej pracy silnika, A-B — obniżenie temperatury związane z zamknięciem zaworu upustu powietrza, B-C — obniżenie temperatury podczas przyspieszania wskutek zmniejszenia masowego natężenia przepływu paliwa

Turbinę sprężarki prawie w całym zakresie przyspieszania charakteryzuje krytyczny przepływ oraz minimalny przekrój wieńca kierownicy (bezwymiarowa liczba przepływu $\lambda_{d1} = 1$), dla którego rozpręż wynosi $\epsilon_{TS}^* > 1,85$, a kryterialne natężenie przepływu jest wielkością stałą [3]:

$$\bar{m}_k = \frac{\dot{m}_s \sqrt{T_3^*}}{P_3^*} = f_3[n_{TS}(t)] = \text{idem.} \quad (14)$$

gdzie \dot{m}_s — masowe natężenie przepływu spalin.

W tym przypadku rozpręż w turbinie sprężarki będzie uzależniony (przy podkrytycznym spadku ciśnienia w wieńcu wirnika) od bezwymiarowej liczby przepływu w przekroju krytycznym wieńca kierownicy oddzielnej turbiny napędowej:

$$\epsilon_{TS}^* = \frac{2F_{d2}}{\bar{m}_k(\kappa_g + 1)} \sqrt{\frac{\kappa_g T_3^*}{R_g T_4^*}} \varphi \lambda_{d2} \left(1 - \frac{\kappa_g - 1}{\kappa_g + 1} \varphi^2 \lambda_{d2}^2\right)^{\frac{1}{\kappa_g - 1}} \quad (15)$$

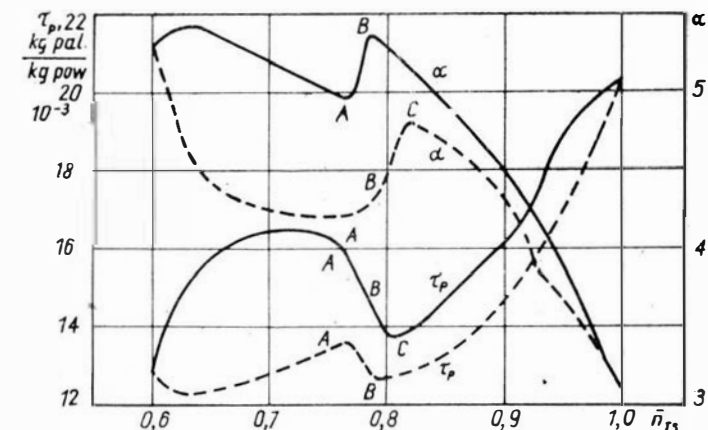
gdzie:

$$\lambda_{d2} = \frac{-A - \sqrt{A^2 + 4 \frac{\kappa_g - 1}{\kappa_g + 1}}}{2 \left(\frac{\kappa_g - 1}{\kappa_g + 1}\right)}$$

— bezwymiarowa liczba przepływu w przekroju krytycznym wieńca kierownicy turbiny napędowej,

$$A = \frac{F_{d2} \sqrt{\frac{\kappa_s T_3^*}{R_g T_4^*}}}{\sigma_{WL} \sigma_{KS} \epsilon_S^* \bar{m}_k} \cdot 2$$

F_{d2} — powierzchnia przekroju krytycznego kanału międzyłopatkowego wieńca kierownicy turbiny napędowej,
 T_4^* — temperatura całkowita za turbiną sprężarką,

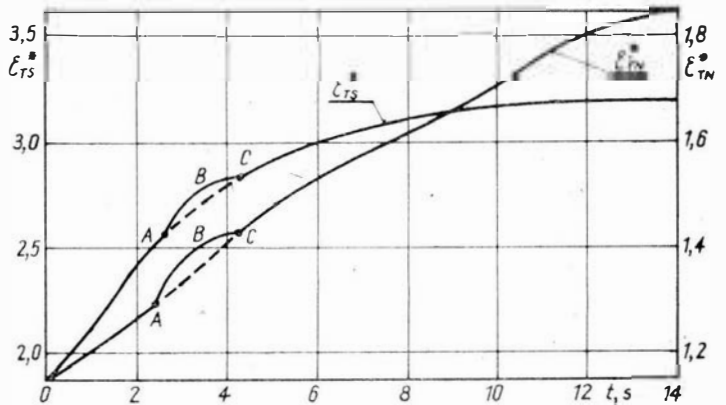


Rys. 8. Zależność współczynnika nadmiaru powietrza i stosunku natężenia przepływu paliwa do natężenia przepływu powietrza od prędkości obrotowej zespołu turbina-sprężarka; linia ciągła — przyspieszanie, linia przerywana — stany ustalony pracy silnika, A-B — zamknięcie zaworu upustu powietrza, B-C — zmniejszenie natężenia przepływu paliwa do komory spalania

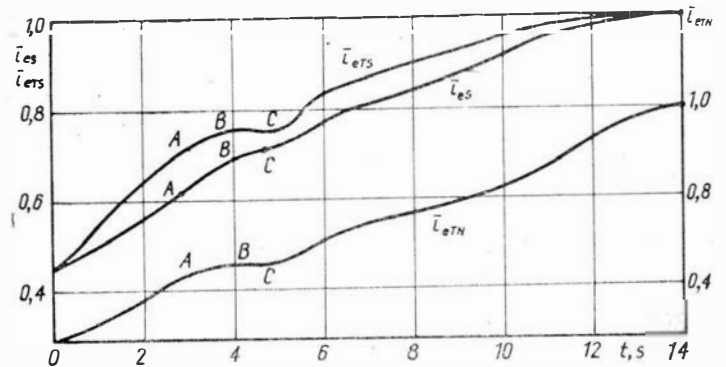
φ — współczynnik prędkości przepływu w wieńcu wirnika turbiny sprężarki,
 δ_{WL} — współczynnik zachowania ciśnienia na wlocie do sprężarki.
 κ_g — wykładnik entropii spalin.

W oddzielnej turbinie napędowej istnieje podczas przyspieszania przepływ podkrytyczny (bezwymiarowa liczba przepływu $\lambda_{d12} < 1$), dlatego masowe natężenie przepływu zmienia się wraz ze zmianą prędkości obrotowej, przy czym rozpręż ϵ_{TN}^* jest prawie proporcjonalny do tej zmiany. Przebieg zmiany rozprężu w turbinach przedstawia rys. 9.

Przedstawiony przebieg zmian rozprężu wpływa na pracę efektywną turbin. Szybki wzrost pracy efektywnej turbiny sprężarki w początkowym okresie przyspieszania (do 5 s) wynika ze wzrostu rozprężu i prędkości obrotowej,



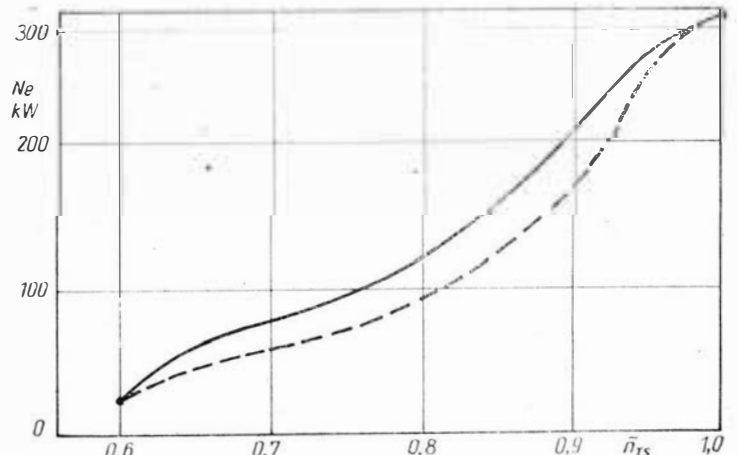
Rys. 9. Zmiana rozprężu w turbinach podczas przyspieszania A-B — zamknięcie zaworu upustu powietrza, B-C — zmniejszenie natężenia przepływu paliwa do komory spalania



Rys. 10. Przebieg zmiany prac efektywnych turbin i sprężarki podczas przyspieszania: $\bar{l}_{eTS} = \frac{l_{eTS}}{l_{eTSmax}}$ — względna praca efektywna turbiny sprężarki, $\bar{l}_{eTN} = \frac{l_{eTN}}{l_{eTNmax}}$ — względna praca efektywna turbiny napędowej, $\bar{l}_{eS} = \frac{l_{eS}}{l_{eSmax}}$ — względna praca efektywna sprężarki

tywna turbiny sprężarki, $\bar{l}_{eTN} = \frac{l_{eTN}}{l_{eTNmax}}$ — względna praca efektywna turbiny napędowej, $\bar{l}_{eS} = \frac{l_{eS}}{l_{eSmax}}$ — względna praca efektywna sprężarki

tywna turbiny napędowej, $\bar{l}_{eS} = \frac{l_{eS}}{l_{eSmax}}$ — względna praca efektywna sprężarki



Rys. 11. Zależność mocy efektywnej turbiny napędowej od prędkości obrotowej zespołu turbina-sprężarka; linia ciągła — przyspieszanie, linia przerywana — stany ustalony pracy silnika

powolna zmiana pod koniec przyspieszania spowodowana jest osiągnięciem przepływu krytycznego w kanale międzyopłatkowym wieńca wirnika (rys. 10).

Nadwyżka pracy turbiny sprężarki nad pracą niezbędną do napędu sprężarki określa charakter zmiany przyspieszenia zespołu turbina-sprężarka i czas przyspieszania zgodnie z zależnością:

$$t = K_d \int_{\bar{n}_{TSmin}}^{\bar{n}_{TSmax}} \frac{\bar{n}_{TS} d\bar{n}_{TS}}{\Delta \bar{N}_{TS}} \quad (16)$$

gdzie:

$$\Delta \bar{N}_{TS} = \frac{\Delta N_{eTS}}{N_{eTSmax}}$$

$$\Delta N_{eTS} = N_{eTS} - N_{eS} = \dot{m} \rho_a [1 - \tau_p - (v_{od} + v_{up})] l_{eTS} \eta_m - l_{eS} \quad (17)$$

v_{up} , v_{od} — współczynniki charakteryzujące upust powietrza i odprowadzenie powietrza ze sprężarki na potrzeby płatowca,

η_m — sprawność mechaniczna zespołu turbina-sprężarka,

K_d — stały dla danego typu silnika współczynnik dynamiczności zespołu turbina-sprężarka,

min, max — wartość parametrów dla minimalnej i startowej, ustalonej prędkości obrotowej.

Parametry gazodynamiczne czynnika roboczego na wyjściu z turbiny sprężarki określają wartość mocy uzyskiwanej w zespole turbiny napędowej, która podczas przyspieszania jest inna niż w warunkach ustalonej pracy silnika (rys. 11).

Przedstawiona, na podstawie wyników obliczeń numerycznych przy użyciu matematycznego modelu procesów przejściowych, analiza przebiegu zmiany podstawowych parametrów gazodynamicznych i ich wpływu na charakterystyki głównych zespołów turbinowego silnika śmigłowego podczas przyspieszania może stanowić podstawę do optymalizacji przebiegu procesów przejściowych i układów automatycznej regulacji silnika.

LITERATURA

1. E. JAWORSKI: Analiza termodynamiczna turbinowego silnika śmigłowego w procesie zwiększania prędkości obrotowej. WAT, Warszawa, 1979 r.
2. J. N. NIECZAJEW i in.: Teoria awiacyjnych dwigatielej, cz. II. WWJA, Moskwa, 1972 r.
3. W. A. SOSUNOW, I. A. LITWINOW: Nieustanowiwsziesia reżimy raboty awiacyjnych gazoturbinnych dwigatielej. Mszinostrojenije, Moskwa, 1975 r.

PROJEKTY

Aeritalia /Macchi/ Embraer AMX • Włochy/Brazylia •

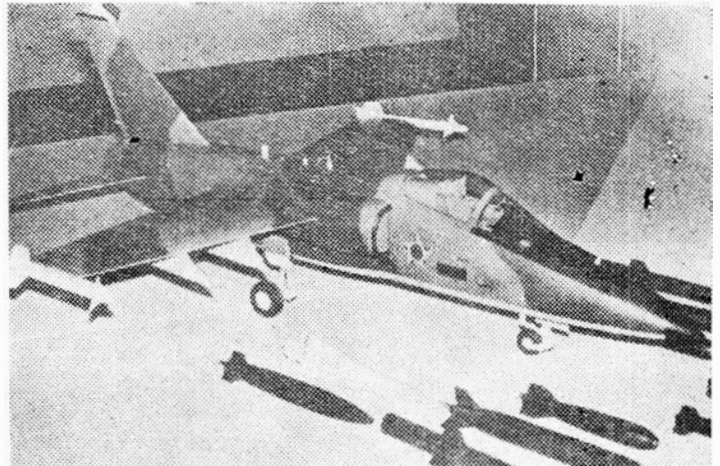
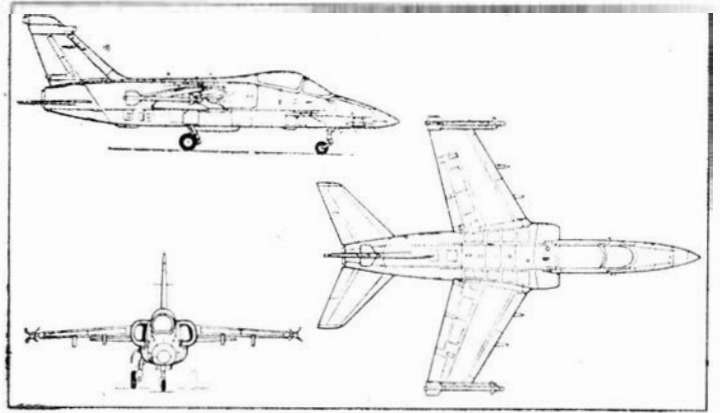
Lekki poddźwiękowy samolot szturmowy

Włoskie firmy Aeritalia i Macchi wspólnie z brazylijską firmą Embraer opracowują lekki poddźwiękowy samolot szturmowy AMX, który ma być odpowiednikiem samolotu A-4 Skyhawk drugiej połowy lat 80, a we Włoszech ma zastąpić starzejące się samoloty G.91. Programem kieruje Aeritalia. Pierwszy prototyp ma latać w 1983 r. Linie montażowe będą zainstalowane w Turynie (Aeritalia) i w Varese (Embraer). Zamówienia wynoszą 330 samolotów, nie licząc przewidywanego eksportu.

Płat ma integralną trójdźwigarową konstrukcję ze zbiornikami paliwa w kesonach, skos krawędzi natarcia 31°, sloty, dwuszczelinowe klapy Fowlera, spoilery i małe lotki. Sloty i klapy m.in. zwiększają manewrowość samolotu przy $Ma = 0,5 \div 0,6$. Kadłub o konstrukcji półskorupowej mieści główny zbiornik paliwowy. Kabina z fotelem Martin-Baker Mk10L. Wysoko umieszczone i wysunięte przed krawędź natarcia płata wloty powietrza są mało wrażliwe na zmianę kąta natarcia. Podwozie o małym rozstawie chowane do kadłuba. Wypróbowany silnik Rolls-Royce Spey Mk807 o stosunku natężenia przepływu 0,85 i ciągu 4900 daN (5000 kg) ma być produkowany przez Fiata i Alfa Romeo. Uzbrojenie składa się z wielolufowego 20 mm działka M61A lub dwulufowego 30 mm działka DEFA, bomb i rakiet na zewnętrznych uchwytych i dwóch rakiet powietrze—powietrze Sidewinder — do obrony własnej — na końcach płata. Wyposażenie elektroniczne obejmuje m.in. urządzenia zakłócające ECM.

Dane techniczne

Rozpiętość	8,88 m
Długość	13,57 m
Wysokość	4,58 m
Powierzchnia nośna	21,00 m ²
Normalna masa startowa	10 500 kg
Maks. masa startowa	12 000 kg
Maks. udźwieg uzbrojenia	3800 kg
Maks. prędkość przy ziemi	
z uzbrojeniem zewn.	1160 km/h
Potrzebna długość pasa start.	915 m
Promień działania z uzbrojeniem 1360 kg	



profil lotu lo-lo-lo-
profil lotu hi-lo-hi

335 km
905 km
W.K.

Wszystkim Czytelnikom, Autorom i Sympatykom TLiA

wielu sukcesów zawodowych i osobistych w 1982 roku,

życzy Zespół Redakcyjny



Prof. dr inż. Franciszek Misztal (1901 ÷ 1981)

Trudno pogodzić się z tym, że prof. Franciszek Misztal już nie usiadzie obok nas na zebraniu Zakładu Samolotów i Śmigłowców, nie zabierze głosu w dyskusji, nie doradzi jak rozwiązać trudne zagadnienie czy to techniczne, czy związane z nauczaniem. Tyle lat kierował pracami Zakładu, później, gdy wiek uniemożliwił Mu formalne kierownictwo, tak długo wspomagał swym wielkim doświadczeniem, że trudno będzie obejść się bez Jego pomocy. A to doświadczenie, którym tak chętnie i umiejętnie dzielił się z kolegami i równymi wiekiem, i młodszymi, i ze studentami, było olbrzymie.

Urodzony w 1901 r., uzyskał dyplom inżyniera-mechanika na Politechnice Lwowskiej w 1926 r. Jako student rozpoczął pracę asystentką w Katedrze Mechaniki Politechniki Lwowskiej w 1924 r. i przedłużył ją na rok po ukończeniu studiów. W 1927 r. wyjechał na Politechnikę do Akwizgranu, aby tam uzupełnić swoje wiadomości z lotnictwa, gdyż w Polsce dopiero rozpoczynają się wykłady z tej dziedziny. W Instytucie Aerodynamicznym pod kierownictwem prof. Teodora Kärmana ukończył studia zdybociem w 1929 r. stopnia doktora nauk technicznych za rozprawę o pracy śmigła w ukośnym strumieniu powietrza. Jednocześnie utrzymywał stały kontakt z prof. Czesławem Witoszyskim, kierownikiem Instytutu Aerodynamicznego w Warszawie. Podczas studiów działał w Związku Awiatycznym Studentów Politechniki Lwowskiej.

Głównym jednak zamięowaniem prof. F. Misztala było praktyczne zastosowanie zdobywanej wiedzy. Od 1928 r. do wybuchu II wojny światowej pracował jako samodzielny konstruktor w Państwowych Zakładach Lotniczych (na obronę pracy doktorskiej pojechał do Akwizgranu).

Jego dorobek konstrukcyjny jest bardzo duży. Współpracował przy konstrukcji PZL-4, pierwszego samolotu komunikacyjnego Państwowych Zakładów Lotniczych (1929 r.). Był współkonstruktorem samolotów PZL-19 i PZL-26 na międzynarodowe zawody Challenge International de Tourisme w 1932 r. i 1934 r. oraz samolotu rozpoznawczo-bombowego PZL-23 Karaś budowanego seryjnie dla lotnictwa wojskowego polskiego i bułgarskiego. Jako główny konstruktor opracował w latach 1935-1936 prototyp myśliwskiego, dwusilnikowego samolotu PZL-38 Wilk i w latach 1937-1938 jako następcę PZL-48 Lampart, którego oblatanie uniemożliwił wybuch wojny. Wiosną 1939 r. opracował projekt wstępnego samolotu PZL-P 54 Ryś, dalszego rozwinięcia dwusilnikowego myśliwca, którego prędkość miała wynosić 640 km/h. W latach 1937-1938 konsultował i częściowo kierował opracowaniem samolotu treningowego PWS-33 Wyżeł do przeszkalanania załóg na dwusilnikowe samoloty Łoś, Wilk i Lampart. Równocześnie udzielał się społecznie będąc członkiem zarządu Związku Polskich Inżynierów Lotniczych.

W znacznym stopniu przyczynił się do rozwoju w Polsce metalowych konstrukcji powłokowych przez zaprojektowanie (i opatentowanie) kesonu z blachy falistej, który był zastosowany w samolotach PZL-19, PZL-23 Karaś, PZL-26, PZL-37 Łoś, PZL-38 Wilk, PZL-46 Sum, PZL-48 Lampart, PZL-50 Jastrząb, tzn. w prawie wszystkich poza jednosilnikowymi myśliwcami zastrzałowymi.

Przed wojną rozpoczął pracę pedagogiczną: wykładał mechanikę w Szkole Inżynierskiej im. Wawelberga i Rotwanda w Warszawie w latach 1932-1933 i 1940-1944 oraz budowę samolotów w Grupie Technicznej Szkoły Podchorążych Lotnictwa w Warszawie w latach 1937-1939. W tym czasie napisał też wiele prac naukowych: „Praca śmigła w ukośnym strumieniu powietrza” (praca doktorska, 1928 r.), „O wytrzymałości rur cienkościennych” (1930 r.), „Doświadczalne sprawdzenie teorii zginania belek prostych o przekrojach wiotkich” (1931 r.), „Przewietrzanie tunelu warszaw-

skiego Dworca Śródmieście” (1929-1930 r.), „Sterowanie poprzeczne samolotem za pomocą kłapek odchylających” (1934 r.), „Pomiar i analiza naprężeń i odkształceń kesonowej konstrukcji skrzydła z blachy falistej” (1938 r.).

Natychmiast po wojnie, którą przetrwał w kraju, w pełni zaangażował się w odbudowę polskiego lotnictwa. W latach 1945-1946 był kierownikiem Działu Technicznego PLL LOT. Brał udział w komisjach opracowujących plany prac konstrukcyjnych dla powstającego przemysłu lotniczego, do którego przeszedł w 1946 r. na stanowisko dyrektora Centralnego Studium Samolotów (później WSK nr 4). Był organizatorem tego Zakładu, który w oparciu o sąsiadujący Instytut Techniczny Lotnictwa miał projektować i wytwarzać prototypy samolotów, silników i osprzętu lotniczego, przeznaczonych do produkcji seryjnej w innych zakładach. Dzięki Jego energii odbudowano z gruzów wytwórni silników PZL-Okęcie pomieszczenia na biura konstrukcyjne, administrację i warsztaty z hangarem. Zdolał skupić koło siebie przedwojennych konstruktorów, techników, majstrów i robotników, którzy stanowili pierwszą kadre odbudowującej się wytwórni lotniczej. Zaprojektowano tam pod kierunkiem prof. F. Misztala szkolne samoloty CSS-10A, CSS-10C i CSS-11 oraz samolot komunikacyjny CSS-12. Brał także udział w reaktywowaniu Aeroklubu Warszawskiego i uczestniczył w pracach jego zarządu.

Współpracował przy organizacji uczelni lotniczych. W latach 1945-1947 wykładał budowę samolotów na Oddziale Lotniczym Wydziału Mechanicznego Szkoły Inżynierskiej im. Wawelberga i Rotwanda w Warszawie i ze studentami tej szkoły we własnym mieszkaniu rozpoczął projektowanie samolotów CSS. Od października 1947 r. został powołany na zastępcę profesora na Politechnice Warszawskiej do prac przy organizowaniu studiów lotniczych na tej uczelni. Tytuł profesora nadzwyczajnego został Mu nadany w marcu 1948 r. W latach 1948-1949 wziął czynny udział w reaktywowaniu czasopisma *Technika Lotnicza* wchodząc w skład jego redakcji.

W 1950 r. prof. F. Misztal został odsunięty od wszelkiej działalności w przemyśle. Odebrano Mu to, co Go najbardziej pasjonowało — istotne zadanie inżyniera — nadanie materii takich właściwości i kształtów, aby najlepiej służyła człowiekowi. Pozostała Mu przede wszystkim dydaktyka, wykorzystanie dotychczasowych doświadczeń w pracach naukowych i podręcznikach, gdy nawet doświadczalna praca naukowa nie była możliwa z braku urządzeń badawczych.

W pismach naukowych (*Archiwum Budowy Maszyn, Prace Instytutu Matematyki PWN*) pojawiają się Jego prace: w 1952 r. „Zagadnienia sprawności konstrukcji samolotów” omawiające jak najmniejszą ilość materiału przeniesienie obciążenia działającego na samolot, w 1955 r. „Wprowadzenie sił skupionych w cylindryczną konstrukcję powłokową” jako wynik konstrukcji i obliczeń połączenia oku ze skrzydłem w samolocie CSS-12. „Metoda przybliżonego rozwiązania równań różniczkowych o pochodnych cząstkowych” omawiana i zastosowana do rozwiązania poprzedniego zagadnienia. „Rozkład naprężeń ścinających w swach klejonych”. W latach 1952-1958 powstaje najobszerniejsze Jego dzieło „Założenia konstrukcyjne i obliczenia w budowie samolotów” w 7 tomach, wydane jako skrypt uczelniany. Jednak nie będąc powtórzeniem czy rozszerzeniem wykładów, lecz podręcznikiem, w którym student, a także inżynier konstruktor może znaleźć podstawowe metody i dane potrzebne przy konstruowaniu samolotów wraz z głębokim ich uzasadnieniem i wyjaśnieniem. Omówienie zasad konstrukcji służy studentom do inspirowania i opracowanie zagadnień na seminarium.

W tym też okresie prof. F. Misztal związał się z działalnością Polskiej Akademii

Nauk pracując na Wydziale Budowy Maszyn. W latach 1953-1955 pełnił funkcję przewodniczącego Sekcji Lotniczej ZG SIMP.

Po 1955 r. powrócił jeszcze raz do pracy konstrukcyjnej w przemyśle kierując biurem konstrukcyjnym projektującym samolot komunikacyjny MD-12 początkowo w Instytucie Lotnictwa, a od 1957 r. w WSK-Okęcie. Wiele trudności i sprzeciwów trzeba było przezwyciężyć, aby samolot ten został oblatany w lipcu 1959 r. i odbył 5-tygodniową próbną eksploatację w PLL LOT. Wykazał on wyraźną wyższość nad stosowanymi wówczas samolotami pasażerskim, ale katastrofa innego egzemplarza tego samolotu w czasie lotu doświadczalnego spowodowała przerwanie przygotowań do produkcji seryjnej.

W 1956 r. prof. F. Misztal został mianowany profesorem zwyczajnym. Coraz więcej czasu poświęcał uczelni. Kształcił nie tylko studentów, ale również swoich współpracowników, zorganizował Katedrę Budowy Samolotów, laboratoria dydaktyczne i badawcze, zwłaszcza w zakresie zmechanizacji konstrukcji i produkcji klejonych zespołów.

Od powstania Wydziału Lotniczego i Katedry Budowy Samolotów na Politechnice Warszawskiej w 1951 r. był kierownikiem tej Katedry, a po reorganizacji kierownikiem Zakładu do 1970 r., gdy zostały przejściowo zlikwidowane studia lotnicze. W latach 1954-1956 był dziekanem Wydziału Lotniczego Politechniki Warszawskiej M.in. dzięki Jego wysiłkom zostały zbudowane gmachy Wydziału Lotniczego. Świadectwem Jego pracy są dziesiątki magistrów inżynierów, którzy pod Jego kierunkiem otrzymali dyplomy, a obecnie wielu z nich zajmuje wybitne stanowiska w przemyśle, nauce i dydaktyce. Kilku doprowadził do stopnia naukowego doktora.

W uznaniu Jego wielkiej wiedzy w 1958 r. został powołany na członka korespondenta PAN, a w 1964 r. na członka rzeczywistego. Członkiem Prezydium PAN był w latach 1960-1971, sekretarzem Wydziału IV Nauk Technicznych w latach 1960-1965, zastępcą sekretarza naukowego PAN w latach 1966-1968. Od 1964 r. był członkiem Rady pisma *Archiwum Budowy Maszyn*, a następnie kierownikiem redakcji do 1972 r.

Prof. Franciszek Misztal nie pracował w łatwych warunkach. Od początku okresu powojennego była to ciągła walka o możliwość samodzielnego konstruowania samolotów, o prawo do pracy, o uznanie potrzeby budowy samolotów własnej konstrukcji. Należyło podziwiać Jego upór, z jakim wciąż przekonywał kierowników naszej gospodarki, że stać nas na własne projekty samolotów szkolnych, sportowych, małych komunikacji krajowej itp. Upominał się wciąż o potrzebne do tego wyposażenie badawcze, o laboratoria, w których mogłyby się kształcić przyszli inżynierowie lotnictwa. Zdawać by się mogło, że walka została całkowicie przegrana w 1970 r., gdy Ministerstwo Szkolnictwa Wyższego wydało zarządzenie likwidujące wszelkie studia lotnicze na wyższych uczelniach, wymazało słowo lotnictwo z nazwy wydziału i programów. A jednak ten najgorszy rok prof. F. Misztal przetrwał nie przerywając wykładów czy to pod pozorem umożliwienia ukończenia studiów studentom mocno zaawansowanym w specjalności lotnictwo, czy też dając inne tytuły prowadzonym wykładom.

Był już na emeryturze, gdy powrócił na uczelniane studia lotnicze we wrześniu 1971 r. Do ostatnich dni życia utrzymywał stały kontakt z dawnymi współpracownikami na Politechnice, prowadził parę prac dyplomowych, brał udział w dyskusjach na zebraniach pracowników Zakładu Samolotów i Śmigłowców.

Zmarł w Warszawie 9 czerwca 1981 r.

Leszek Dułęba

Samolot wczesnego ostrzegania i rozpoznania radioelektronicznego

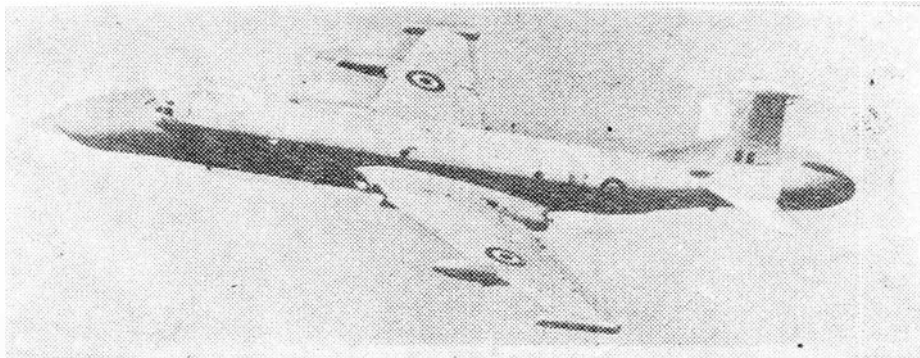
KONSTRUKCJA. Całkowicie metalowy, czterosiłnikowy średniopłat o napędzie odrzutowym.

Płat. Obrys trapezowy, skos 20° w 25% cięciwy, lekki wznios. Konstrukcja całkowicie metalowa, półskorupowa, dwudźwigarowa fail safe, pięcioczęściowa, z ograniczonym użyciem klejenia. Kłapy szczelinowe, czterosegmentowe, metalowe. Lotki metalowe wyposażone w kłapki wyważające. U nasady skrzydeł rurowe gondole silnikowe. Na zewnętrznych segmentach skrzydeł opływowe gondole mieszczące zbiorniki paliwowe. W nosku gondoli prawoskrzydłowej radar meteorologiczny. Wnętrze kesonów międzylądgarowych stanowi integralne zbiorniki paliwowe. Na noskach skrzydeł instalacja przeciwbłodzeniowa. Skrzydła stanowią modyfikację skrzydeł samolotu Comet.

Kadłub. Przekrój w kształcie ósemki, konstrukcja całkowicie metalowa, półskorupowa fail safe. Wnętrze dwupokładowe. W części przedniej duża antena radarowa w laminatowej osłonie oraz, na dolnym pokładzie, wyposażenie elektroniczne: radar mikrofalowy i urządzenie identyfikacyjne IFF. Na pokładzie górnym kabina pilotów, zbliżona do kabiny samolotu Comet, lecz z całkowicie zmienionym wyposażeniem: znajduje się w niej miejsce dla dwóch pilotów i inżyniera pokładowego. W dalszej części pokładu górnego mieszczą się urządzenia elektroniczne, komputer pokładowy i stanowiska pracy operatorów wyposażenia. W tylnej części kadłuba umieszczony jest przedział wypoczynkowy, toaleta i bagażnik. W tylnej części kadłuba za usterzeniem znajduje się druga główna antena radarowa i zestaw urządzeń podobny do zestawu w przedniej części kadłuba. Dolna przestrzeń kadłuba mieści kolejno od przodu: wnękę podwozia przedniego, urządzenia zasilające wyposażenie pokładowe i zespoły instalacji pokładowych oraz integralne zbiorniki paliwowe.

Usterzenie. Usterzenie w układzie klasycznym, oba usterzenia skośne, przed statecznikiem pionowym duża płetwa grzbietowa. Na szczycie usterzenia pionowego urządzenia elektroniczne obudowane laminatową osłoną. Na obu segmentach steru wysokości kłapki wyważające. Noski usterzeń wyposażone w instalację przeciwbłodzeniową. Usterzenie stanowi modyfikację usterzenia samolotu Comet.

Sterowanie. Powierzchnie sterowe (lotki, kłapy, stery) uruchamiane przez zdwojony układ hydrauliczno-mechaniczny.



Podwozie. Trójzespołowe, chowane hydraulicznie do skrzydeł i kadłuba. Podwozie przednie z kołami bliźniaczymi, sterowane. Zespoły podwozia głównego z wózkami dwukółowymi. Koła podwozia głównego z hamulcami hydraulicznymi tarczowymi i urządzeniem przeciwpoślizgowym. Podwozie adaptowane z samolotu Comet po modyfikacjach polegających na wzmocnieniu elementów.

Zespół napędowy. Cztery silniki turbowentylatorowe Rolls Royce RB.168-20 Spey Mk 250 o ciągu 54 kN każdy, usytuowane parami w tylnej części skrzydłowych gondol przy kadłubic. Każdy silnik zasilany powietrzem przez tunel wlotowy o przekroju owalnym przechodzącym w kołowy. Silniki zaopatrzone w odwracacze ciągu. Turbina pomocnicza (APU) Lucas.

Instalacje. Paliwowa — integralne zbiorniki paliwowe w skrzydłach i kadłubic, łączna pojemność 48 780 l. Hydrauliczna — wieloobwodowa, system Lockheed, ciśnienie robocze 17,2 MPa, zasila układy sterowania, podwozia, napędy anten. Elektryczna — cztery prądorozruszniki 60 kVA, prąd trójfazowy 200 V/400 Hz, dwie przetwornice trójfazowe 115 V, dodatkowa przetwornica 115/26 V z przemiennikiem 1 kVA/115 V/1600 Hz, akumulatory nielkowo-kadmowe.

Przeciwbłodzeniowa — noski skrzydeł i usterzeń ogrzewane gorącym powietrzem z upustu sprężarek silników.

Wyposażenie. Dwa radary obserwacyjne — przedni tylny, radar meteorologiczny, system przetwarzania danych, urządzenia rozpoznawcze, radiostacje UHF, HF (SIMOP), V/VHF, RATT, odbiornik LF. System nawigacji bezwładnościowej, żyrokompasy, komputer danych aerodynamicznych, radiobuśola, VOR/ILS. Tacan, zestaw EWSM (wczesne wykrywanie).

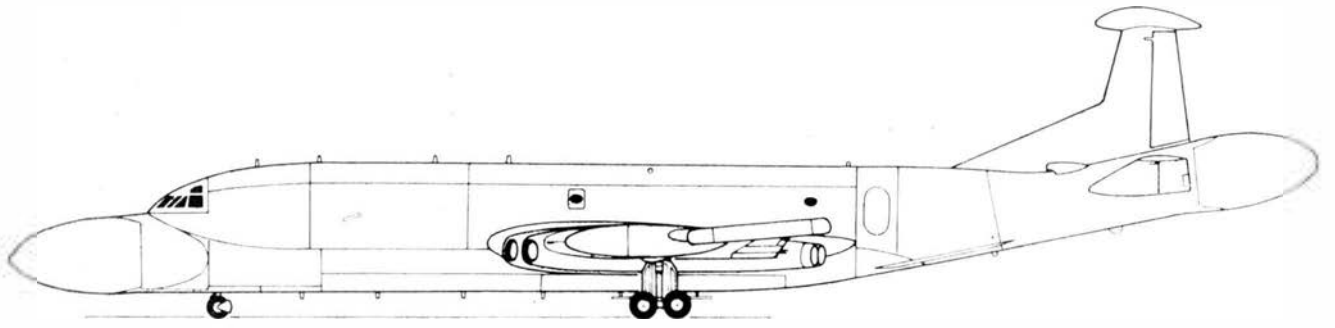
ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Samolot Nimrod jest pochodną samolotu pasażerskiego Comet. Pierwszy prototyp samolotu, stanowiący przeróbkę samolotu Comet (o przeznaczeniu patrolowym), oblatano 23.05.1967 r., następny z silnikami RR Avon — 31.07.1967 r. Stopniowo wzbogacano wyposażenie, dostosowując samolot do nowych wymagań. 28.06.1968 r. oblatano prototyp Nimrod MR. Mk 1, którego dostawy rozpoczęto jesienią 1969 r. W 1971 r. dostarczono ulepszony Nimrod R. Mk 1, a w latach 1975-1979 Nimrod MR. Mk 2. Ostatnia wersja Nimrod AEW. Mk 3, będąca konkurencją dla amerykańskiego Boeinga EC-3 Sentry, opracowywana była od 1977 r. Prototyp AEW. Mk 3 oblatano 16.07.1980 r., dostawy przewidziane są od początku 1982 r.

DANE TECHNICZNE

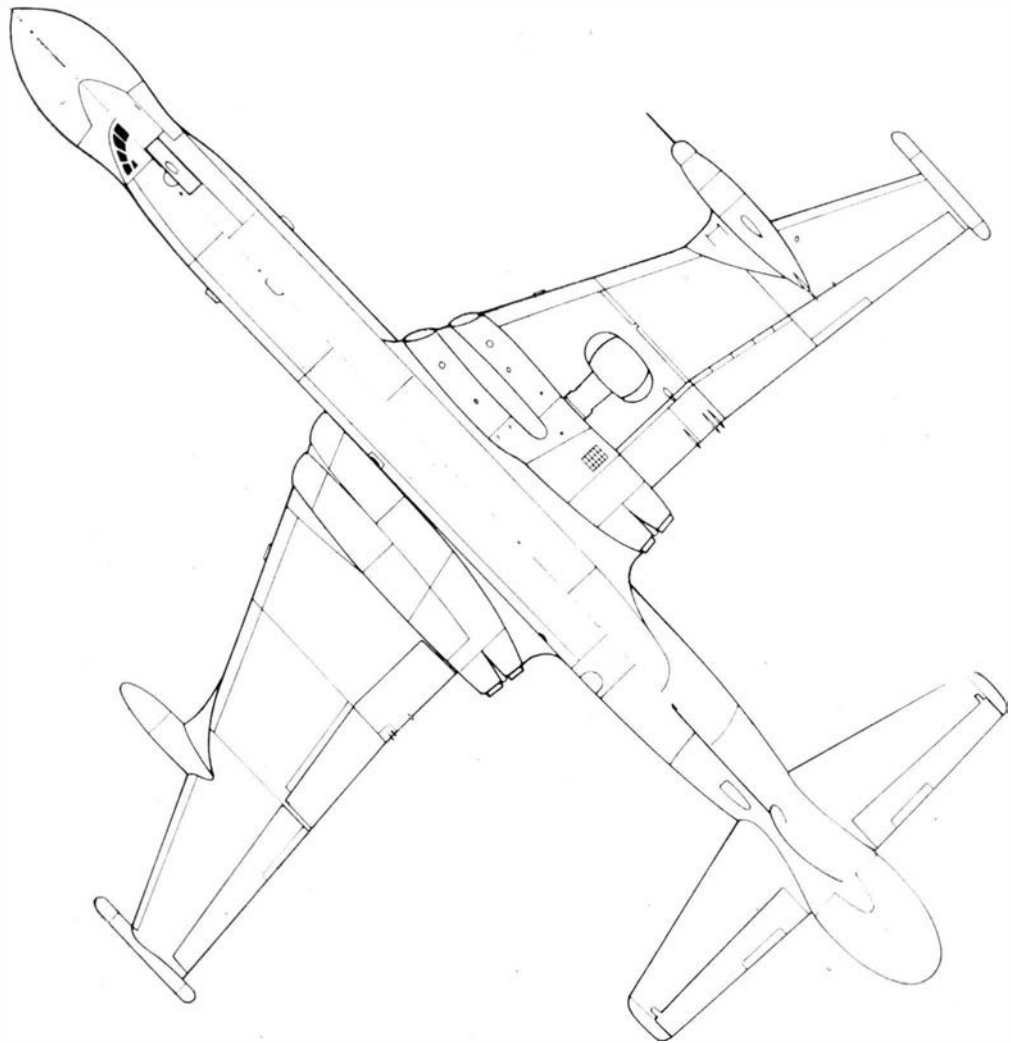
Rozpiętość	35,08 m
Długość	41,97 m
Wysokość	10,67 m
Cięciwa skrzydła u nasady	9,00 m
Cięciwa skrzydła przy końcówce	2,06 m
Rozpiętość usterzenia	14,51 m
Rozstaw podwozia	8,60 m
Baza podwozia	14,24 m
Długość wnętrza kabiny	26,92 m
Szerokość wnętrza kabiny	2,55 m
Wysokość wnętrza kabiny	2,08 m
Wydłużenie skrzydła	6,2
Powierzchnia skrzydła	197 m ²
Powierzchnia lotek	5,63 m ²
Powierzchnia kłap	23,37 m ²
Powierzchnia usterzenia pionowego	10,96 m ²

Powierzchnia usterzenia poziomego	40,41 m
Masa własna	39 000 kg
Masa paliwa	38 940 kg
Masa paliwa normalna maks.	80 510 kg
Masa startowa maks. (z przeciążeniem)	87 090 kg
Masa do lądowania	54 430 kg
Obciążenie powierzchni maks.	442 kg/m ²
Obciążenie ciągu maks.	403,2 kg/kN
Prędkość maks.	926 km/h
Prędkość przelotowa	880 km/h
Prędkość ekonomiczna	787 km/h
Prędkość operacyjna ekon. (dwa silniki)	370-400 km/h
Zasięg maks.	9265 km
Długość trwania lotu	ok. 10 h
Pałap operacyjny maks.	12 800 m
Długość startu (80 510 kg)	1463 m
Długość lądowania (54 430 kg)	1615 m

T.M.



Mk-3



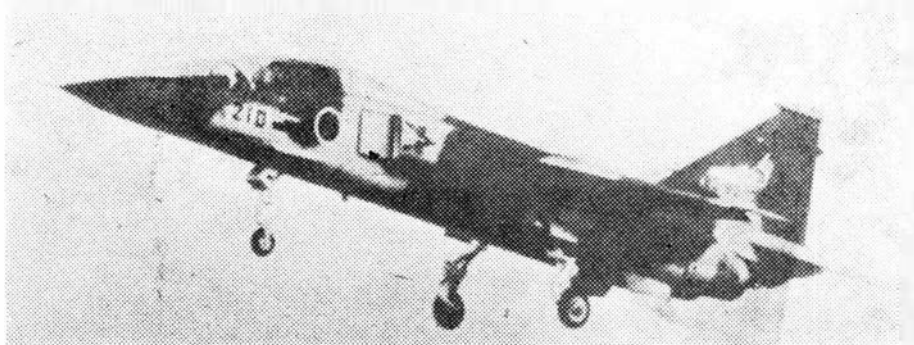
Samolot myśliwsko-szturmowy

KONSTRUKCJA. Jednomiejscowy, dwusilnikowy, odrzutowy grzbietopłat konstrukcji metalowej.

Plat. Obrys trapezowy, z załamaniem i uskokiem na krawędzi natarcia. Skos krawędzi natarcia $42^{\circ}29'$, wznios ujemny 9° . Profil o grubości względnej 4,66%. Konstrukcja dwudzielna wielodźwigarowa, z integralnych płyt frezowanych z duralu w części kesonowej; noszek konstrukcji przekładkowej w wypełniaczu ulowym. Nosek ruchomy, wychylany ku dołowi (klapa noskowa) współpracuje z klapami skrzydłowymi. Klapy szczelinowe metalowe zajmują 70% rozpiętości skrzydła. Lotek brak, ale ich funkcję pełnią dwusegmentowe spoilery na górnej powierzchni każdego skrzydła, umieszczone przed klapami. Pod każdym skrzydłem umieszczone są dwa zaczepy do zawieszenia uzbrojenia.

Kadłub. Przekrój owalny, kształt z zastosowaną regułą pół. Konwencjonalna konstrukcja półskorupowa, duralowa z użyciem tytanu na pokrycia w rejonie dysz silników. W przedniej części kadłuba mieści się wyposażenie elektroniczne, ciśnieniowa kabina pilota, wnęka podwozia przedniego, zespoły instalacji pokładowych (pod podłogą kabiny) i przedział uzbrojenia (mieszczący działko usytuowane z lewej strony kadłuba oraz zasobnik z amunicją). Kabina pilota wyposażona w fotel wyrzucany Weber ES-7J (typ 0-0). Osłona kabiny otwierana w górę ku tyłowi. Za kabiną w kadłubie znajdują się zbiorniki paliwowe i wnęki podwozia głównego, zaś z obu boków kadłuba owalne wloty powietrza wyposażone w oddzielacze warstwy przysięciennej. Kanaly wlotowe zmieniają stopniowo przekrój z owalnego na kołowy. Za wnękami podwozia do kadłuba mocowane są płytowe hamulce aerodynamiczne, między wnękami znajdują się kadłubowy zaczep do podwieszania zasobników zewnętrznych lub uzbrojenia. Za hamulcami aerodynamicznymi umieszczone są dwie pletwy ustępczniające. Tylna część kadłuba wraz z usterzeniem może być odcinana do przeglądu i wymiany silników. W części mieszczącej silniki konstrukcja tworzy przegrody ogniowe, oddzielając silniki od siebie. W końcu kadłuba, za usterzeniem, znajduje się pojemnik spadochronu hamującego. Miejsce tuż za kabiną zajęte jest przez urządzenie awioniki pokładowej.

Usterzenie. Usterzenie klasyczne, oba usterzenia skośne o obrysach trapezowych, wznios ujemny -15° . Konstrukcja usterzenia pionowego: statecznik duralowy z wypełniaczem ulowym w tylnej części, ster kierunkowy przekładkowy z wypełniaczem ulowym, klejony. Konstrukcja usterzenia poziomego: statecznik poziomy o zmiennym w locie kącie zaklinowania, konstrukcja stateczników i sterów analogiczna do konstrukcji usterzenia pionowego, pokrycia tytanowe w rejonie przykadłubowym. Usterzenie pionowe uzupełnione jest dwiema pletwami pod kadłubem.



Sterowanie. Wychylanie powierzchni sterowych, spoilerów, hamulców aerodynamicznych i zmiana kąta zaklinowania usterzenia realizowane hydraulicznie. Układ sterowania składa się z dwóch niezależnych obwodów. Klapy noskowe i klapy na krawędzi spływu napędzane elektrycznie.

Podwozie. Trójkołowe z kołem przednim, chowane hydraulicznie do wnęk kadłubowych. Podwozie przednie z golenią teleskopową (amortyzator w goleni), koło zawieszane na półwidelcu. Zespoły podwozia głównego jednogoleniowe, golenie lamane. Koła pojedyncze zawieszane na wahaczach. Amortyzacja olejowo-powietrzna. Awaryjne wypuszczanie podwozia — pneumatyczne. Koła podwozia głównego wyposażone w tarczowe hamulce hydrauliczne i urządzenie przeciwpoślizgowe. Kąt przednie sterowane w zakresie 72° .

Zespół napędowy. Dwa silniki dwuprzepływowe Rolls Royce/Turbomeca Adour o ciągu statycznym po 20,95 kN i po 31,45 kN z dopalaczem każdy. Każdy silnik stanowi niezależną jednostkę z oddzielnym wlotem o stałej geometrii, uzupełnionym dodatkowymi otworami zasysającymi i własnym autonomicznym zespołem urządzeń. Wloty powietrza zaopatrzone w płytowe oddzielacze warstwy przysięciennej, stanowiące podczas lotów z prędkością naddźwiękową wytwornice fal uderzeniowych. Silniki Adour są produkowane w Japonii na podstawie licencji pod oznaczeniem TF 40-IHI-801A w zakładach Ishikawajima-Harima.

Instalacje. Paliwowa — siedem zbiorników kadłubowych o łącznej pojemności 3823 l, możliwość podwieszenia pod kadłubem i skrzydłami trzech zbiorników dodat-

kowych po 833 l każdy. Hydrauliczna — dwuobwodowa, ciśnienie robocze 20,8 MPa. Pneumatyczna — do awaryjnego wypuszczenia podwozia. Elektryczna — dwie prądnice 12/15 kVA.

Wyposażenie. Urządzenie VVF Mitsubishi J/ARC-51, zestaw nawigacyjny Nippon Electric J/ARN-53 TACAN, urządzenie rozpoznawcze IFF/SIF Toyo Communicator J/APX-101, urządzenie celownicze Mitsubishi J/AWG-11, wskaźnik kursu General Electric RS-3. Przewidywane zastosowanie radaru celowniczego, bezwładnościowego systemu nawigacyjnego, radiowysokościomierza, kalkulatora pokładowego i radiolokatora do obserwacji tylnej półsfery.

Uzbrojenie. Stałe — działko sześciolufowe obrotowe Vulcan kal. 20 mm w dolnej części kadłuba po lewej stronie. Podwieszane — zestawy bomb o różnym przeznaczeniu, pociski raketowe kierowane i niekierowane, zasobniki z raketami powietrze—ziemia.

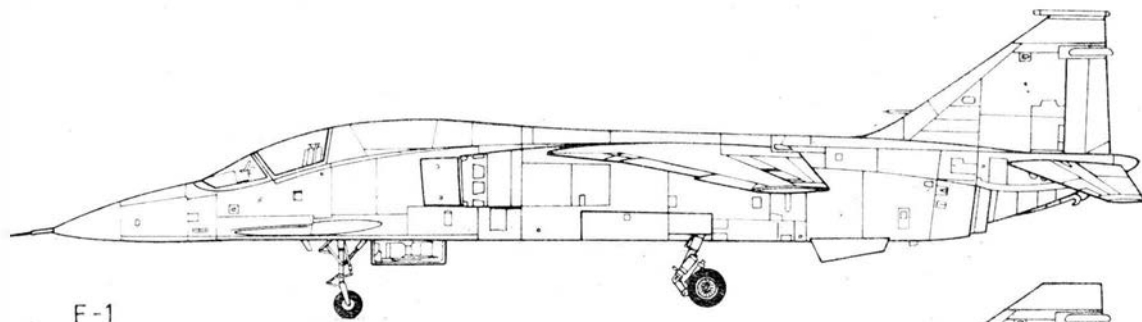
ROZWÓJ KONSTRUKCJI. FS T-2 Kai jest jednomiejscową, bojową wersją samolotu Mitsubishi T-2, opracowaną przez zespół kierowany przez inż. Kenji Ikedę. Prace rozpoczęto w 1967 r., prototyp (XT-2) oblatano w lipcu 1971 r., skierowany do produkcji seryjnej otrzymał oznaczenie T-2. Prototypy FS T-2 Kai oblatano w czerwcu 1975 r., pierwszą serię (18 szt.) dostarczono na początku 1978 r., następną (50 szt.) — w 1980 r. Przewiduje się zastąpienie przez samoloty FS T-2 Kai przestarzałych myśliwców F-86 Sabre w lotnictwie japońskim. FS T-2 Kai sylwetką i osiągnięciami bardzo przypomina nieco wcześniejszy znany samolot SEPECAT Jaguar.

DANE TECHNICZNE

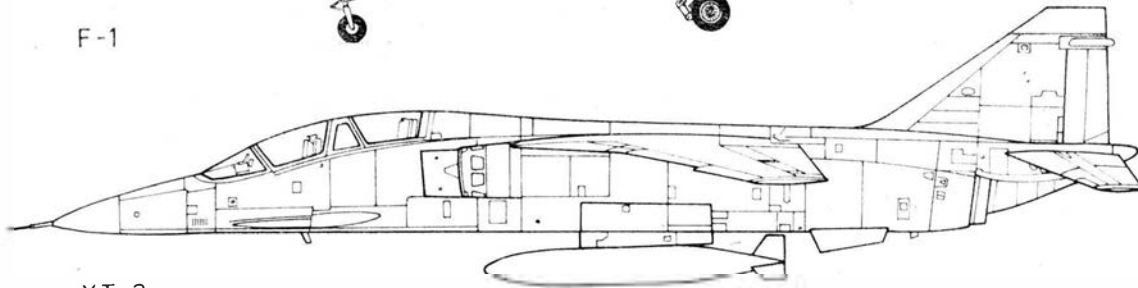
Rozpiętość	7,88 m
Długość	17,84 m
Wysokość	4,38 m
Długość kadłuba	17,31 m
Ciężka skrzydła u nasady	4,17 m
Ciężka skrzydła przy końcówce	1,13 m
Rozstaw podwozia	2,82 m
Baza podwozia	5,72 m
Wydłużenie skrzydła	3
Powierzchnia skrzydła	21,18 m ²
Powierzchnia hamulców aerodynamicznych	0,95 m ²
Powierzchnia usterzenia poziomego	6,70 m ²
Powierzchnia usterzenia pionowego	5,00 m ²
Masa własna z wyposażeniem	6358 kg

Masa startowa maks.	13 674 kg
Obciążenie powierzchni nośnej maks.	645,5 kg/m ²
Obciążenie ciągu maks. bez dopalaczy	327 kg/kN
Obciążenie ciągu maks. z dopalaczami	218 kg/kN
Prędkość maks. (H = 11 000 m)	Ma = 1,6
Wznoszenie maks.	177,8 m/s
Pałap	15 240 m
Czas wznoszenia na H = 11 000 m	120 s
Długość startu	1280 m
Wymagana długość pasa	1525 m
Zasięg bojowy (uzbr. 4 × Sidewinder, bez zbiorników podwieszanych)	278 km
Zasięg bojowy (hi-lo-hi, 8 bomb 272 kg + zbiorniki dod.)	351 km
Zasięg bojowy (hi-lo-hi, 2 pociski, ASM-1, 1 zbiornik dod.)	556 km
Zasięg maks.	2593 km

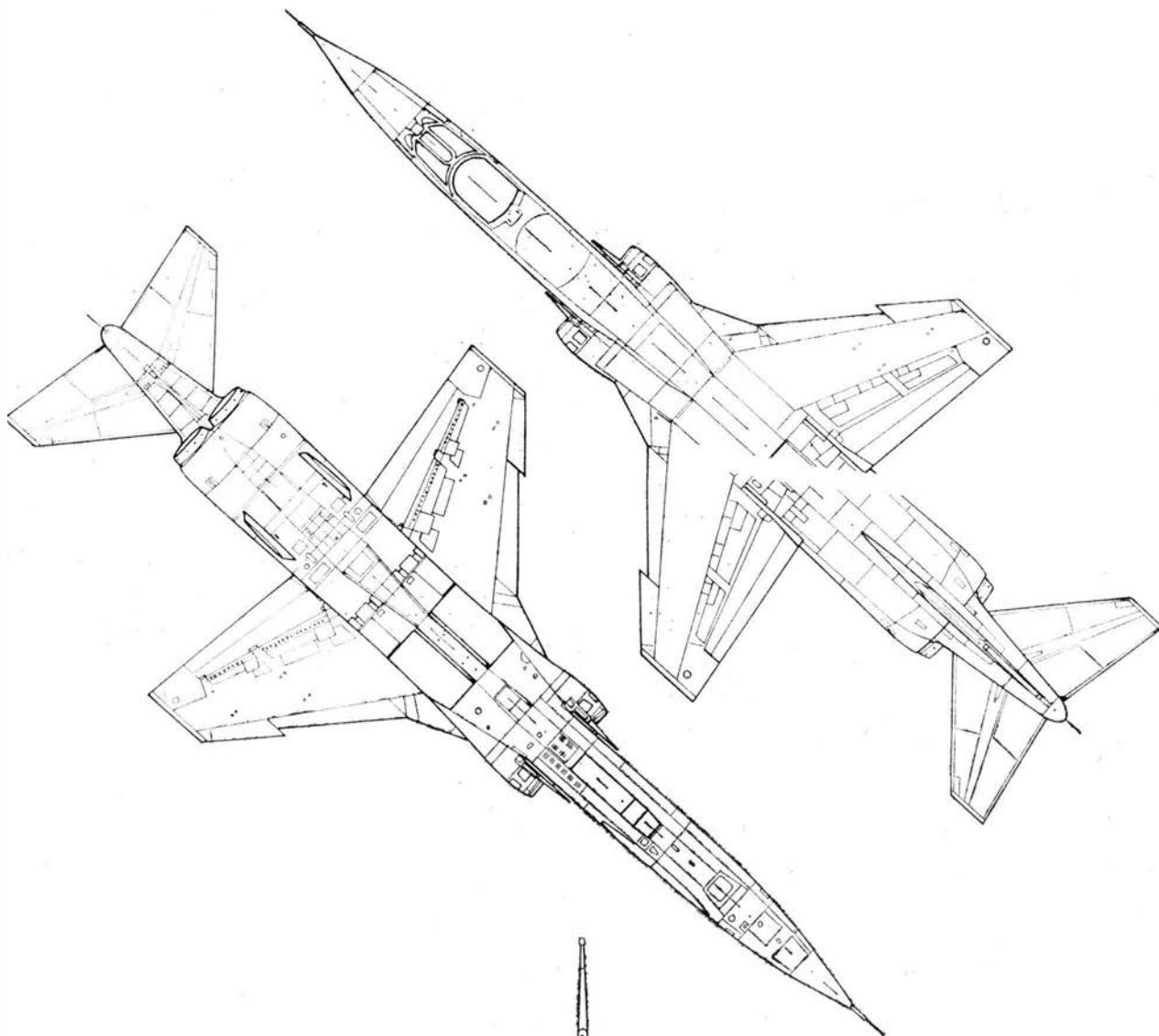
T.M.



F-1



XT-2



FRANCUSKIE NAZWY
SPRZĘTU LOTNICZEGO

- 1 -- pszczoła
- 2 -- orlątko
- 3 -- pasat
- 4 -- skowronek
- 5 -- ambasador
- 6 -- Andegawia
- 7 -- Antonina
- 8 -- tęcza
- 9 -- wiatr południowo-wschodni
- 10 -- niemowlę, bobo
- 11 -- baran, tryk; taran
- 12 -- opancerzony, pancerny
- 13 -- gil
- 14 -- mieszkaniec brussy (tj. terenu afrykańskiego porośniętego krzakami)
- 15 -- błotniak (ptak)
- 16 -- kaczką, kaczor
- 17 -- karawela
- 18 -- rycerz, kawaler orderu; brodziec (ptak)
- 19 -- kawka
- 20 -- pierścieniopłat
- 21 -- komodor (ang. dowódca eskadry)
- 22 -- wspólność (interesów)
- 23 -- jedność, zgoda
- 24 -- kondor
- 25 -- korweta
- 26 -- kuguar, puma
- 27 -- kulik (ptak)
- 28 -- świerszcz
- 29 -- Krzyż Południa (gwiazdozbiór)
- 30 -- grzechotnik
- 31 -- trąba powietrzna, cyklon
- 32 -- delfin
- 33 -- panna, panienka
- 34 -- dwupokładowy
- 35 -- diament, klejnot
- 36 -- dżin
- 37 -- smok, jędzia; dragon
- 38 -- błyskawica
- 39 -- wiewiórka
- 40 -- łoś; rozpęd, sus; poryw, zapał
- 41 -- szmaragd
- 42 -- krogulec
- 43 -- miecz oburęczny; miecznik, ostropysk (ryba)
- 44 -- chorągiew, sztandar
- 45 -- ryba latająca
- 46 -- jelonek, kozłatko
- 47 -- farandola (taniec)
- 48 -- gajówka, piegża (ptak)
- 49 -- flaming, czerwonek
- 50 -- fregata (statek; ptak)
- 51 -- szerszeń; truten
- 52 -- gazela

- 53 -- gnom, karzełek
- 54 -- mewą
- 55 -- olbrzym
- 56 -- wielka turystyka
- 57 -- gryf; sęp; pinczer
- 58 -- gepard
- 59 -- harpun
- 60 -- jaskółka
- 61 -- widnokrąg, horyzont
- 62 -- tęcza; irys
- 63 -- kozica pirenejska
- 64 -- dziur, oszczep
- 65 -- jabiru (ptak)
- 66 -- lampart
- 67 -- figlarny; psotnik
- 68 -- ryś
- 69 -- mag, mędrzec
- 70 -- major, komendant
- 71 -- młot
- 72 -- Merkury
- 73 -- sikora
- 74 -- kania (ptak)
- 75 -- miraż, złudzenie
- 76 -- mewą
- 77 -- muszkieter
- 78 -- tajemnica
- 79 -- narwał
- 80 -- wiatr północno-zachodni
- 81 -- biały ptak
- 82 -- kenarck
- 83 -- huragan
- 84 -- Mały Książę
- 85 -- gołąb
- 86 -- znak zapytania
- 87 -- wesz powietrzna
- 88 -- kurecz, piskię
- 89 -- Prowancja
- 90 -- karzełek
- 91 -- silby wiatr; podmuch
- 92 -- regent
- 93 -- holownik
- 94 -- rubin
- 95 -- szafir
- 96 -- samum, gorący wicher (na pustyni)
- 97 -- sirocco (suchy, gorący wiatr południowo-wschodni)
- 98 -- rekin
- 99 -- super błyszcząca
- 100 -- burza, zawierucha
- 101 -- topaz
- 102 -- wiatr północny; Gwiazda Polarna; strona północna
- 103 -- Frelon, traszka
- 104 -- bałaśliwy, niesforny
- 105 -- krowa
- 106 -- sęp
- 107 -- woltjer

NOMS
DU MATERIEL AERIEN

- 1 -- Abeille (f)
- 2 -- Aiglon (m)
- 3 -- Alizé (m)
- 4 -- Alouette (f)
- 5 -- Ambassadeur (m)
- 6 -- Anjou (m)
- 7 -- Antoinette (f)
- 8 -- Arc-en-ciel (m)
- 9 -- Autan (m)
- 10 -- Bêbé (m)
- 11 -- Bélier (m)
- 12 -- Blindé
- 13 -- Bouvreuil (m)
- 14 -- Broussard (m)
- 15 -- Busard (m)
- 16 -- Canard (m)
- 17 -- Caravelle (f)
- 18 -- Chevalier (m)
- 19 -- Choucas (m)
- 20 -- Coléoptère (m)
- 21 -- Commodore (m)
- 22 -- Communauté (f)
- 23 -- Concorde (f)
- 24 -- Condor (m)
- 25 -- Corvette (f)
- 26 -- Cougar (m)
- 27 -- Courlis (m)
- 28 -- Criquet (m)
- 29 -- Croix-du-Sud (f)
- 30 -- Crotale (m)
- 31 -- Cyclone (m)
- 32 -- Dauphin (m)
- 33 -- Demoiselle (f)
- 34 -- Deux-Ponts
- 35 -- Diamant (m)
- 36 -- Djinn (m)
- 37 -- Dragon (m)
- 38 -- Éclair (m)
- 39 -- Écureuil (m)
- 40 -- Elan (m)
- 41 -- Émeraude (f)
- 42 -- Épervier (m)
- 43 -- Espadon (m)
- 44 -- Étendard (m)
- 45 -- Exocet (m)
- 46 -- Faon (m)
- 47 -- Farandole (f)
- 48 -- Fauvette (f)
- 49 -- Flamant (m)
- 50 -- Frégate (f)
- 51 -- Frelon (m)
- 52 -- Gazelle (f)
- 53 -- Gnome (m)
- 54 -- Goeland (f)
- 55 -- Goliath (m)
- 56 -- Grand Tourisme (m)
- 57 -- Griffon (m)
- 58 -- Guépard (m)
- 59 -- Harpon (m)
- 60 -- Hirondelle (f)
- 61 -- Horizon (m)
- 62 -- Iris (m)
- 63 -- Isard (m)
- 64 -- Javelot (m)
- 65 -- Jabiru (m)
- 66 -- Léopard (m)
- 67 -- Lutin (m)
- 68 -- Lynx (m)
- 69 -- Mage (m)
- 70 -- Major (m)
- 71 -- Martel (m)
- 72 -- Mercure (m)
- 73 -- Mésange (f)
- 74 -- Milan (m)
- 75 -- Mirage (m)
- 76 -- Mouquette (f)
- 77 -- Mousquetaire (m)
- 78 -- Mystère (m)
- 79 -- Narval (m)
- 80 -- Noroît (m)
- 81 -- Oiseau (m) Blanc
- 82 -- Oiseau (m) Canari
- 83 -- Ouragan (m)
- 84 -- Petit Prince (m)
- 85 -- Pigeon (m)
- 86 -- Point (m) d'Interrogation
- 87 -- Pou (m) du Ciel
- 88 -- Poussin (m)
- 89 -- Provence (f)
- 90 -- Pygmée (m)
- 91 -- Rafale (f)
- 92 -- Régent (m)
- 93 -- Remorqueur (m)
- 94 -- Rubis (m)
- 95 -- Saphir (m)
- 96 -- Simoun (m)
- 97 -- Siroc(c)o (m)
- 98 -- Squale (m)
- 99 -- Super Bidon (m)
- 100 -- Tempête (f)
- 101 -- Topaze (m)
- 102 -- Tramontane (f)
- 103 -- Triton (m)
- 104 -- Turbulent
- 105 -- Vache (f)
- 106 -- Vautour (m)
- 107 -- Voltigeur (m)

EO/281K/81

K.D.

PRENUMERATA

Prenumeratę na kraj przyjmują:

— oddziały RSW „Prasa—Książka—Ruch” od instytucji, organizacji społeczno-politycznych, jednostek gospodarki społecznej 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 wsielcy 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 zlecciodawców 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)

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

Międzynarodowe normy zdatności do lotów statków powietrznych

Aneks 8 do Konwencji o Międzynarodowym Lotnictwie Cywilnym (II)

2.3.4.2. Zachowanie się samolotu po przeciągnięciu

W każdej konfiguracji i przy każdej mocy, w których zakłada się, że zdolność do powrotu po przeciągnięciu jest sprawą zasadniczą, zachowanie się samolotu po przeciągnięciu powinno umożliwiać wyprowadzenie samolotu bez przekroczenia prędkości krytycznej lub ograniczeń wytrzymałościowych. Powinno być dopuszczalne zmniejszenie mocy silników w czasie wyprowadzania samolotu po przeciągnięciu.

2.3.4.3. Prędkość przeciągnięcia

Należy ustalić prędkość przeciągnięcia lub najmniejszą prędkość w locie ustalonym dla konfiguracji odpowiadających każdemu stanowi lotu (np. start, przelot, lądowanie). Jedną z wielkości mocy, przyjęta przy ustalaniu prędkości przeciągnięcia, powinna być nie większa niż moc potrzebna do uzyskania zerowego ciągu przy prędkości tuż powyżej przeciągnięcia.

2.3.5. Flutter i drgania

Przez przeprowadzenie odpowiednich prób należy udowodnić, że wszystkie zespoły samolotu są wolne od flutteru i nadmiernych drgań dla różnych konfiguracji samolotu w zakresie wszystkich prędkości i ograniczeń pilotażowych (patrz pkt 1.3.2). Nie może występować także trzępotań w stopniu mogącym wpływać na sterowność samolotu, na wytrzymałość lub mogące wywołać nadmierne zmęczenie pilota.

Trzępotań występujące przed przeciągnięciem jest zjawiskiem pożytecznym i usuwanie go nie jest wskazane.

Rozdział 3. Wytrzymałość

3.1. Wymagania ogólne

Normy zawarte w rozdz. 3 dotyczą konstrukcji samolotu, w skład której wchodzi wszystkie zespoły płatowca, których uszkodzenie może poważnie zagrozić bezpieczeństwu lotu.

3.1.1. Ładunek i jego rozmieszczenie

Gdy nie ma innych zaleceń, należy sprawdzić zgodność wszystkich norm dotyczących konstrukcji samolotu w przypadku, kiedy ładunek zmienia się w odpowiednim zakresie i jest rozłożony w sposób całkowicie przeciwny do zalecanego, w zakresie ograniczeń eksploatacyjnych, na podstawie których żąda się wydania świadectwa zdatności do lotów.

3.1.2. Obciążenia maksymalne

Gdy nie ma innych zaleceń, obciążenia zewnętrzne i odpowiednie siły masowe lub istniejące obciążenia powstałe wskutek różnego rozmieszczenia ładunku (opisane w pkt. 3.3, 3.4 i 3.5) należy traktować jako obciążenia dopuszczalne.

3.1.3. Wytrzymałość i odkształcenia

W różnych warunkach obciążeń (opisanych w pkt. 3.3, 3.4 i 3.5) żadna część konstrukcji samolotu nie może ulec szkodliwym odkształceniom pod wpływem maksymalnego dopuszczalnego obciążenia. Konstrukcja samolotu powinna być zdalna do przeniesienia obciążeń niszczących.

3.2. Prędkości lotu

3.2.1. Prędkości obliczeniowe

Należy określić prędkości obliczeniowe, na podstawie których została zaprojektowana konstrukcja płatowca przenosząca obciążenia z odpowiednich manewrów i podmuchów, zgodnie z pkt. 3.3. Przy ustalaniu prędkości obliczeniowych należy zwrócić uwagę na następujące prędkości:

- a) V_A — obliczeniowa prędkość ewolucyjna,
- b) V_B — prędkość uwzględniająca wystąpienie maksymalnego podmuchu pionowego, podanego w pkt. 3.3.2,
- c) V_C — prędkość, której w zasadzie nie przekracza się w normalnym locie, uwzględniając możliwe wpływy naruszenia równowagi w czasie lotu w burzliwej atmosferze,
- d) V_D — maks. prędkość nurkowania, odpowiednio większa od prędkości podanej w c), której nie można osiągnąć przez przypadkowy wzrost prędkości w przewidywanych warunkach użytkowania, uwzględniając właściwości lotne i inne charakterystyki samolotu,
- e) V_{E1} do V_{En} — maks. prędkości, przy których mogą być wypuszczone klapy i podwozie lub wykonane inne zmiany w konfiguracji samolotu.

Prędkości V_A , V_B , V_C i V_E wymienione w a), b), c) i e) powinny być odpowiednio wyższe od prędkości przeciągnięcia samolotu w celu zapobieżenia możliwości utraty sterowności w warunkach burzliwej atmosfery.

3.2.2. Ograniczenia prędkości

Ograniczenia prędkości oparte na odpowiednich prędkościach obliczeniowych z uwzględnieniem zapasu bezpieczeństwa, gdy jest to konieczne (zgodnie z pkt. 1.3.1) powinny być umieszczone w instrukcji użytkowania w locie jako część ograniczeń warunków użytkowania (patrz pkt 9.2.2).

3.3. Obciążenia w locie

Powinny być ustalone warunki obciążeń w locie w oparciu o pkt. 3.3.1, 3.3.2 i 3.5 dla ładunku i jego rozkładu wg pkt. 3.1.1 oraz dla prędkości lotu zgodnie z pkt. 3.2.1. Należy wziąć pod uwagę zarówno obciążenia symetryczne, jak i niesymetryczne oraz stan atmosfery, siły bezwładności i inne siły wywołane podobnymi obciążeniami w celu wiernego oddania istniejących warunków lub możliwie dokładnego ich uwzględnienia.

3.3.1. Obciążenia sterowane

Obciążenia sterowane powinny być obliczone na podstawie współczynników obciążeń występujących przy manewrze dopuszczonym do wykonywania zgodnie z ograniczeniami użytkownika. Współczynniki te nie powinny być mniejsze od wielkości, które praktyka uznaje za odpowiednie dla przewidywanych warunków użytkowania.

3.3.2. Obciążenia od podmuchów

Obciążenia od podmuchów powinny być uwzględnione dla pionowych i poziomych prędkości podmuchów i gradientów, które statystyka lub inne źródła przyjmują za właściwe dla przewidywanych warunków użytkowania.

3.4. Obciążenia od ziemi i wody

Konstrukcja musi być zdalna do przeniesienia wszystkich obciążeń powstających jako reakcje od ziemi i wody, które mogą wystąpić w czasie kołowania, startu i lądowania.

3.4.1. Warunki lądowania

Warunki lądowania przy obliczeniowej masie do startu i lądowania powinny zawierać takie przypadki symetrycznych i niesymetrycznych położeń samolotu podczas lądowania lub wodowania, takie prędkości opadania i także inne czynniki wpływające na obciążenia przechodzące na konstrukcję, które są zawarte w przewidywanych warunkach użytkowania.

3.5. Obciążenia różne

Niezależnie od obciążeń sterowanych, podmuchów i reakcji od ziemi i wody należy wziąć także pod uwagę wszystkie pozostałe obciążenia (np. siły w układach sterowania, naciśnięcie w kabinie, wpływ pracy silnika, obciążenia

z powodu zmian w konfiguracji samolotu itp.), które mogą wystąpić w przewidywanych warunkach użytkowania.

3.6. Flatter, diwergencja i drgania

Konstrukcja samolotu powinna być zaprojektowana w sposób zapewniający niewystąpienie flatteru, diwergencji (tj. niestateczności skrętnej konstrukcji wskutek obciążeń aerodynamicznych) i utraty sterowności z powodu odkształceń konstrukcji przy prędkościach mieszczących się w zakresie ograniczeń i mniejszych zgodnie z pkt. 1.3.1.

Wytrzymałość samolotu powinna zapewniać zachowanie odpowiedniego współczynnika bezpieczeństwa, mimo ewentualnego wystąpienia drgań i trzepotania konstrukcji w zakresie przewidywanych warunków użytkowania.

3.7. Wytrzymałość zmęczeniowa

Wytrzymałość i metody budowy samolotu powinny zapewniać jak najmniejszą możliwość zgubnego uszkodzenia zmęczeniowego konstrukcji samolotu wskutek zmiennych obciążeń i obciążeń od drgań w zakresie przewidywanych warunków użytkowania.

Norma ta może być porównywana z zasadą safe-lives lub fail-safe uwzględniając spodziewane umiarkowane wielkości obciążeń i częstotliwości podczas przewidywanych warunków użytkowania i czynności kontrolnych. Dla pewnych zespołów konstrukcji może być konieczne ustalenie charakterystyk fail-safe i safe-lives (bezpiecznych uszkodzeń i bezpiecznej żywotności).

4.1. Wymagania ogólne

Metody projektowania i konstruowania powinny zapewniać prawidłowe i skuteczne działanie wszystkich części samolotu w przewidywanych warunkach użytkowania. Mogą być one oparte na praktyce potwierdzonej doświadczeniem lub na specjalnych próbach, lub też na jednym i drugim.

4.1.1. Próby kontrolne

Działanie wszystkich części ruchomych samolotu, mających zasadnicze znaczenie dla bezpieczeństwa użytkowania, powinno być sprawdzone za pomocą odpowiednich prób w celu upewnienia się, czy będą one pracowały prawidłowo we wszystkich warunkach użytkowania, przewidzianych dla tych części.

4.1.2. Materiały

Wszystkie materiały stosowane w częściach samolotu, mające wpływ na ich bezpieczne użytkowanie, powinny odpowiadać założonym parametrom. Parametry te powinny być takie, by materiały uznane za zgodne z dokumentacją miały swe zasadnicze właściwości takie same, jak przyjęte do obliczeń.

4.1.3. Metody fabrykacji

Metody fabrykacji i montażu powinny gwarantować uzyskanie konstrukcji spełniającej wymagania stawiane wytrzymałości płatowca w czasie użytkowania.

4.1.4. Zabezpieczenie zewnętrzne

Konstrukcja powinna być zabezpieczona przed czynnikami pogarszającymi właściwości lub powodującymi spadek wytrzymałości podczas użytkowania, np. wskutek czynników atmosferycznych, korozji, ścierania lub innych przyczyn, które mogą niezauważalnie wystąpić w okresie eksploatacji samolotu.

4.1.5. Postanowienia dotyczące kontroli

Powinny być zastosowane właściwe środki, umożliwiające przeprowadzenie koniecznych kontroli układów, wymiany lub naprawy części samolotu, które wymagają takiej naprawy czy to okresowo, czy też po zbyt ostrych warunkach pracy.

4.1.6. Założenia konstrukcyjne

Specjalną uwagę należy zwrócić na takie założenia konstrukcyjne, które mają wpływ na zdolność załogi do utrzymania kontroli nad samolotem. Odnosi się to co najmniej do następujących zagadnień:

a. Stery i układy sterowania

Konstrukcja sterów i układów sterowania powinna zmniejszać do minimum możliwość zacinania się, samoczynnego wyłączania oraz niezamierzonego uruchomienia urządzeń blokujących stery.

b. Pomieszczenie załogi

Kabina załogi powinna być zaprojektowana w sposób wykluczający możliwość nieprawidłowego lub ograniczonego działania układu sterowania wskutek zmęczenia, zamieszania lub zakłóceń. Należy również zwrócić uwagę na: sposób rozmieszczenia i oznaczenia napedów i przycisków, zdolność do szybkiego wykrycia sytuacji awaryjnych, kierunek ruchu dźwigni napedów, wentylację i hałas.

c. Widzialność z miejsca pilota

Usytuowanie pomieszczenia pilota powinno zapewnić mu wystarczająco obszerny, czysty i nie przysłonięty obszar widzialności ze względu na bezpieczne użytkowanie samolotu oraz powinno zapobiegać załamaniu promieni świetlnych (odblask), które mogłyby pogorszyć widzialność z ka-

biny pilota. Sposób zaprojektowania szyb w kabine powinien gwarantować pilotowi podczas opadów dostateczną widzialność w normalnym locie oraz w czasie podejścia do lądowania i lądowania.

d. Środki zaradcze w nagłych okolicznościach

Należy przewidzieć środki, które powinny albo automatycznie zapobiegać, albo umożliwiać załodze podjęcie środków zaradczych w nagłych okolicznościach, powstałych wskutek dających się przewidzieć usterek wyposażenia i układów pomocniczych, mogących zmniejszyć bezpieczeństwo lotu. Należy zapewnić zdatność do sprawnego działania zasadniczych instalacji samolotu mimo usterek silnika(ów), o których mówi się w normach niniejszego aneksu 1 aneksu 6 cz. I i II.

e. Zabezpieczenia pożarowe

Konstrukcja samolotu powinna zmniejszać do minimum możliwość pożaru zarówno w powietrzu, jak i na ziemi. Należy przewidzieć bezpieczne sposoby pozwalające na wykrycie i zgaszenie ewentualnego pożaru takimi środkami, które nie byłyby powodem powstania dodatkowego niebezpieczeństwa dla samolotu.

f. Ochrona pasażerów

Przez właściwe rozwiązania należy zabezpieczyć konstrukcję przed możliwością spadku ciśnienia powietrza w kabine, jak również przed obecnością dymu lub innych gazów trujących mogących oddziaływać na pasażerów samolotu.

4.1.7. Ochrona pasażerów w razie przymusowego lądowania

Podczas projektowania samolotu specjalną uwagę należy zwrócić na ochronę pasażerów przed pożarem i wpływem przeciążeń w przypadku przymusowego lądowania. Należy przewidzieć urządzenia umożliwiające szybkie opuszczenie samolotu w warunkach zbliżonych do tych, jakie zachodzą przy przymusowym lądowaniu. Urządzenia te powinny uwzględniać liczbę pasażerów i załogi. Należy również zapewnić warunki umożliwiające bezpieczne opuszczenie samolotu przez pasażerów i załogę w przypadku przymusowego wodowania.

4.1.8. Obsługa naziemna

Przy projektowaniu należy uwzględnić odpowiednie zabezpieczenia obniżające ryzyko uszkodzeń podczas obsługi naziemnej, np. przy holowaniu, unoszeniu podnośnikami. Uszkodzenia te, nawet niezauważalne, mogą mieć ujemny wpływ na części zapewniające bezpieczeństwo lotów. Należy opracować instrukcję dotyczącą czynności wykonywanych przez obsługę naziemną.

Rozdział 5. Silniki

5.1. Zakres stosowania

Normy rozdz. 5 odnoszą się do silników wszelkich typów, które są zabudowane na samolocie jako podstawowe jednostki napędowe.

5.2. Projektowanie, konstrukcja i działanie

Kompletny silnik wraz z osprzętem powinien być zaprojektowany i wykonany tak, aby mógł pracować prawidłowo w zakresie swych ograniczeń eksploatacyjnych i przewidywanych warunków użytkowania pod warunkiem, że został właściwie zabudowany na samolocie (zgodnie z rozdz. 7) oraz zaopatrzony w odpowiednie śmigło.

5.3. Moce, warunki i ograniczenia

Należy określić zakresy mocy silnika i warunki atmosferyczne odpowiadające im oraz wszystkie inne warunki i ograniczenia, które są przewidziane w celu zmiany parametrów pracy silnika.

5.4. Próby

Silnik odpowiedniego typu powinien przejść pomyślnie próby konieczne do sprawdzenia zgodności z założeniami: obrotów, warunków i ograniczeń oraz do upewnienia się, że będzie on pracował właściwie i pewnie. Próby kontrolne powinny ujmować przynajmniej następujące przypadki:

a. Cechowanie mocy

Należy wykonać próby w celu określenia charakterystyk mocy i ciągu silnika w przypadku, gdy jest on nowy oraz po próbach wymienionych w b) i c). Nie powinien występować nadmierny spadek mocy po zakończeniu wszystkich wymienionych prób.

b. Praca

Powinno się wykonać próby w celu upewnienia się, że rozruch, praca na małym gazie, przyspieszanie, drgania, przekroczenie dopuszczalnych obrotów i inne charakterystyki są prawidłowe, jak również, że istnieje dostateczne zabezpieczenie przed zjawiskiem detonacji, pulsacją ciśnienia lub przed innymi szkodliwymi zjawiskami, jakie mogą wystąpić przy poszczególnym typie silnika.

Opracował mgr inż. Kazimierz Rzemek

Chaos czy porządek w ruchu lotniczym?

Inż. JAN ZWIERZYŃSKI

W dniach 22÷24 października ub.r. odbyło się w Londynie, pod nazwą CONVEEX 80, zgromadzenie Stowarzyszenia Kontrolerów Ruchu (The Guild of Air Traffic Control Officers). Motto zjazdu brzmiało „Chaos czy porządek — ATC w latach osiemdziesiątych” (dosłownie: Chaos or Control — ATC into the 80's^{*)}). Istnienie takiej dramatycznej alternatywy próbowano udowodnić na 7 sesjach, na których wygłoszono 19 referatów^{*)}. Główne wątki tych referatów to:

- wpływ ATC na opóźnienia,
- problemy związane z użytkowaniem przestrzeni powietrznej,
- wpływ ATC na ekonomikę latania,
- problemy niedorozwoju ATC,
- problemy portów lotniczych.

Na sposób widzenia i prezentacji poszczególnych tematów istotny wpływ miało zawodowe „pochodzenie” referenta. Dla przedstawicieli linii lotniczych najważniejszą sprawą są opóźnienia spowodowane przez ATC oraz ograniczenia w doborze optymalnych tras i parametrów lotu, a także spowodowane przez to nadmierne zużycie paliwa. Przedstawiciele służby ruchu uskarżali się na niedoinwestowanie ATC, wypominając przy okazji przewoźnikom wydatki na konferencje w egzotycznych krajach. Przedstawiciele przemysłu oferowali swoje produkty jako panaceum na bolączki służb kontroli ruchu, a referenci reprezentujący władze państwowe zapewniali o swoich wysiłkach w celu poprawy sytuacji i o ograniczeniach finansowych z jakimi muszą się liczyć.

W niniejszym artykule zreferowano niektóre charakterystyczne poglądy. Ich ocenę pozostawiono Czytelnikowi. Tylko w niektórych przypadkach są one skomentowane lub odniesione do naszej sytuacji

ATC a opóźnienia

Interesujące fakty podał dr K.G. Wilkinson, wiceprezes British Airways, w swoim referacie pt. „Direct approach”. Przedstawił on punkt widzenia linii lotniczej na sytuację w europejskim ruchu lotniczym, informując co robi BA, aby wpływać na planowanie i realizację ruchu lotniczego oraz na działania związanych z tym organizacją, w celu uzyskania optymalnych efektów końcowych. W ciągu 1980 r. w Heathrow, ATC opóźniło 23% operacji (w okresie IV÷X na Okęciu było z tego tytułu również ok. 23% opóźnień), przy czym sytuacje na różnych trasach różniły się znacznie między sobą. Tak np. w korytarzu Amber 1 prowadzącym do Szwajcarii i pld. Francji, ATC opóźniło 55 rejsów do Zurychu. Łącznie na tej drodze 34% opóźnień wynosiło 15 min i więcej. W ciągu jednego tygodnia w sierpniu 1980 r. BA straciły 100 h lotu. Odpowiada to stratom przewozowym w skali rocznej ocenianym na 10 do 20 mln funtów ang. Oczywiście opóźnienia te nie obciążają wyłącznie ATC w Heathrow, ale zgodnie z definicją IATA, gdy samolot gotowy do startu jest wstrzymywany w odlocie przez ATC, to opóźnienie przypisuje się służbie ruchu, niezależnie w którym jej ogniwie powstały przyczyny.

Nawet niewielkie, 15÷20-minutowe opóźnienie startu z Londynu powoduje, zwłaszcza w lotach do wysoko obciążonych lotnisk, np. do Rzymu, narastanie opóźnień kolejnych operacji lądowania w porcie docelowym, startu w kierunku powrotnym i lądowania w Londynie. Skutki nawet niewielkich opóźnień w lotach dalekodystansowych, np. w lotach do Australii, są także groźne, ponieważ w niektórych lotniskach tranzytowych obowiązuje zakaz lotów nocą — wypadnięcie z rozkładu grozi zatrzymaniem samolotu na jednym z tych lotnisk na wiele godzin.

Linia lotnicza płaci za opóźnienia także w inny sposób: koniecznością utrzymania dodatkowego zatrudnienia, stanowisk-pracy i sprzętu do obsługi opóźnionych rejsów w pozaplanowym czasie, nie mówiąc o niespodziewanych szczytach przewozowych, powstających lub potęgujących się w ten właśnie sposób.

Dr Wilkinson informował także o zabiegach podjętych

przez BA w celu zmniejszenia liczby opóźnień wywołanych przez ATC. Tak np. w celu zmniejszenia liczby opóźnień do Zurychu zmniejszono poziom lotu do 230, godząc się na wzrost zużycia paliwa o ok. 0%.

Nieco szerzej, z ogólniejszego punktu widzenia, omawiał ten sam problem regionalny dyrektor techniczny IATA w Europie P. Cunningham. Oto jego ogólne tezy:

- punktualność jest miarą sprawności każdego systemu transportowego,
- opóźnienia kosztują; koszt ten da się wyrazić w pieniądzu, ponoszą go i przewoźnik, i pasażer. Łącznie jest on wysoki,
- opóźnienie odlotu w pierwszym punkcie trasy jest pierwszym ogniwem długiego łańcucha skutków w innych miastach, a czasem w odległych krajach,
- mówiąc o opóźnieniach, trzeba odnosić je nie tylko do linii lotniczej, ale do całego systemu, w tym do służb kontroli ruchu, chociaż niektóre sytuacje leżą zupełnie poza możliwościami oddziaływania przez ATC.

Omawiając bliżej problemy na jakie napotyka linia lotnicza w związku z opóźnieniami, autor dochodzi do następujących wniosków:

- opóźnienie ponad 4 min jest już dostatecznie poważne i należy je zbadać; koszt opóźnienia jest minimalny, gdy nastąpiło ono przed uruchomieniem silników, natomiast znacznie wzrasta, jeżeli samolot czeka z pracującymi silnikami na zezwolenie na start, lub czeka w powietrzu na zezwolenie na lądowanie,
- opóźnienie o 40 min znacznie zakłóca program eksploatacji i przysparza kłopotów pasażerom,
- częste opóźnienia 40-minutowe lub większe powodują znaczny spadek zaufania pasażerów, stratę ruchu i wpływów oraz znaczny wzrost kosztów dla przewoźnika i dla jego klientów,
- opóźnienia 4-godzinne rujną organizację, powodując mnóstwo problemów i bardzo istotne kłopoty dla wszystkich użytkowników systemu,
- częste opóźnienia o 4 h i więcej rugują najczęściej linię lotniczą z rynku.

Wg P. Cunninghama w 1979 r. ATC spowodowała w Stanach Zjednoczonych ponad 8 tys. opóźnień, co stanowi ok. 0,2% lotów (łącznie było ich ok. 5 mln).

W Europie zbadano sytuację w trzech liniach: AF, BA i LH. ATC w bazach macierzystych tych linii spowodowała 6% opóźnień ponad 15-minutowych. Te ostatnie dane dotyczą dwóch miesięcy: stycznia i lipca, są więc dostatecznie reprezentatywne dla całego roku. Na tej podstawie ocenia się, że w Europie ATC ponosi winę za ok. 5% opóźnień ponad 15-minutowych. Liczby te nie pozwalają jednak porównywać sytuacji w Stanach Zjednoczonych i w Europie, ponieważ różnie są w tych rejonach wielkości opóźnień podlegających badaniu, a ponadto w USA mniej więcej połowa opóźnień powstaje wskutek działania ATC już po starcie.

Autor wylicza kilkanaście środków zaradczych poczynając od liczby kontrolerów ruchu, ich wyposażenia, procedur, sprawnej łączności itp. Szczególną uwagę zwraca na prawidłowe planowanie rozkładu lotów i wskazuje, że na niektórych trasach, np. do Hiszpanii, latem linie lotnicze uparczywie planują rozkład nie licząc się z realną sytuacją, co powoduje przeładowanie tras i nieuniknione opóźnienia.

P. Cunningham konkluduje, że nie ma lepszego instrumentu postępu w działalności ATC jak szczegółowe badanie każdego przypadku opóźnienia w miejscu jego powstania. Zakładając, że każdy stara się wykonać swą pracę jak najlepiej, trzeba w drodze badań ustalać, co stoi temu na przeszkodzie.

ATC a oszczędność paliwa

Temat ten podnoszony był w wielu wystąpieniach. Szczegółowo zreferowany został w specjalnym referacie kpt. J.S. Savage z IFALFA. A oto jego poglądy.

Ogólnie biorąc piloci podzielają poglądy kierownictwa linii lotniczych i służb kontroli ruchu na ten problem. Mają oni te same cele, mianowicie: bezpieczeństwo, sprawność ruchu i racjonalna ekonomika. Jednakże mimo tej ogólnej zgodności są sprawy, w których wymagania pilo-

^{*)} Szczegółowy program i teksty referatów są dostępne w PLL LOT.

tów niecałkowicie pokrywają się z wymaganiami linii lotniczych i temu właśnie poświęcony jest referat. W skrócie wymagania pilotów są następujące:

— zezwolenie ATC powinno dotrzeć do pilota zanim uruchomi silniki,

— start i wznoszenie nie powinny być, w miarę możliwości, krępowane przez ustanowione przez ludzi ograniczenia, takie jak procedury przeciwhałasowe itp.,

— początek lotu powinien odbywać się na poziomie zapewniającym oszczędne zużycie paliwa,

— wejście na wyższy poziom powinno być możliwe niezwłocznie po zredukowaniu masy samolotu,

— przydzielony trak powinien zapewniać minimalny czas przelotu z miejsca startu do miejsca przeznaczenia,

— powinna być zapewniona swoboda odchylenia od traku w celu uniknięcia przeszkód pogodowych,

— należy umożliwić nieskrępowane schodzenie, w znaczeniu swobody wyboru punktu początku schodzenia, prędkości i wysokości, tak dalece jak to jest możliwe,

— na przestrzeni ostatnich 3 mil (4828 m) trasy i 1000 stóp (304,8 m) wysokości nie powinno być żadnych ograniczeń.

Takie warunki lotu można uzyskać tylko w niektórych rejonach Afryki i Azji. W Europie, w Ameryce oraz niektórych innych częściach świata intensywność ruchu i gęstość zaludnienia powodują istotne ograniczenia eksploatacyjne. Ograniczenia te prowadzą do zwiększenia czasu lotu i zużycia paliwa oraz do frustracji załóg.

Lot poziomy

Różnica w poglądach linii lotniczych i pilotów dotyczy m.in. lotu poziomego. Jest on, jeżeli pominąć na chwilę falę wznoszenia i schodzenia, istotą problemu zagęszczenia ruchu. Linie lotnicze troszczą się o to, aby otrzymać najlepszą pod względem czasu i wysokości lotu trasę z A do B. W ten sposób uzyskuje się minimalne średnie zużycie paliwa. Pilot natomiast bardziej troszczy się o rzeczywiste zużycie paliwa w danym indywidualnym locie.

Gdy pilot ładuje technicznie w celu uzupełnienia paliwa, to stanowi dla niego niewielką pociechę, że pozostałe 99 lotów wykonano bezpośrednio. Chodzi o to, że pilot nie tylko powinien otrzymać odpowiednią trasę i poziom lotu, ale także musi mieć możliwość zmiany trasy, np. gdy przeciwny wiatr jest silniejszy niż w prognozie. Dlatego oczekuje on elastyczności pozwalającej na nieznaczną (np. przez ścięcie zakrętu) lub większą (w celu uniknięcia silnego wiatru tylnego) zmianę trasy, na zmianę poziomu na wyższy lub czasem na niższy w celu zmniejszenia zużycia paliwa. Pod względem tej właśnie elastyczności poszczególne strefy są bardzo zróżnicowane. Jak na ironię, strefy, w których elastyczność jest bardzo duża (mały ruch) mają często tak złą łączność, że nie można porozumieć się z odpowiednią służbą ruchu. W strefach o doskonałej łączności gęstość ruchu jest tak duża, że zmiana poziomu lub trasy jest trudna do zrealizowania. Przykładami tego stanu są trasy portów kontrolowanych przez Eurokontrol prowadzące na Bliski i Daleki Wschód — prawie cały ruch odbywa się pojedynczymi korytarzami przez Bułgarię i Turcję. Wiele samolotów na tej trasie lata na karygodnie niskich poziomach, inne zmniejszają go, aby utrzymać się w 10-minutowej separacji przed innym samolotem, a inne lecą na granicy przepadania usiłując stracić dwie minuty w ciągu dziesięciu.

Sytuacja będzie się komplikowała wraz ze wzrostem ruchu. Są dwie możliwości rozwiązania:

- przez zmniejszenie separacji pionowej,
- przez zmniejszenie separacji poziomej.

Zmniejszenie separacji pionowej ma swoje zalety, ale musi być drastyczne, np. o połowę, aby uzyskać znaczące zwiększenie przepustowości. Może to nie być akceptowane przez pilotów — dokładność wysokościomierzy oraz skutki turbulencji mogą wytwarzać krytyczne sytuacje.

Zmniejszenie separacji poziomej również związane jest z pewnymi problemami: większość samolotów ma kłopoty z utrzymaniem stałej prędkości, gdy ma być ona inna niż ich prędkość podróżna. Wymaga to częstej zmiany ciągu i w konsekwencji zwiększa zużycie paliwa. Obserwuje się dążenie do latania na prędkości odpowiadającej minimalnemu zużyciu paliwa, która jest różna dla każdego samolotu (zależy ona od typu, wysokości i masy samolotu). Należy także pokuszyć trudności wywołane takimi poleceniami ATC, jak np. „przelecieć nad punktem XYZ o 20.00 lub później”. Możliwość redukcji prędkości przez wysoko lecący samolot odrzutowy jest zaskakująco mała. Zależy to od wysokości i masy samolotu, ale może

się okazać, że prędkość nie przekracza 10 węzłów (18,52 km/h). Nawet jednak przyjmując średnią wartość 30 węzłów (55,56 km/h), pilot może tracić czas w skali ok. 4 min/h lotu. Poza dyskusją więc jest żądanie, aby stracić np. 2 min w ciągu 10 min.

J.S. Savage zaproponował rozwiązanie problemu braku przepustowości przestrzeni powietrznej. Jest to, jego zdaniem, sposób tani, prosty, szybki i nie wynagający nowego sprzętu. Sprowadza się on do całkowitego przebudowania dróg lotniczych w strefach o dużym ruchu. Zdaje on sobie sprawę, że zadanie wygląda na trudne, próbuje jednakże wykazywać, że tak nie jest oraz że wyniki i konsekwencje tej operacji będą uzasadnione poprawą sytuacji. Twierdzi on mianowicie, że nie trzeba przenosić wyposażenia naziemnego, np. VOR, lecz zmienić tylko „software”, tj. takie elementy jak mapy, radar i sposób myślenia (to ostatnie może być trudniejsze niż przeniesienie VOR). Przy podejmowaniu tego zadania można wykorzystać dwie korzystne okoliczności, które nie istniały gdy struktura dróg lotniczych była tworzona i modernizowana przez lata, mianowicie, aby:

- metody latania są już dojrzałe i ustabilizowane,
- samoloty mają obecnie nowe możliwości wynikające z INS i z łatwości prowadzenia nawigacji przestrzennej.

Pozwala to latać inaczej niż dotychczas — od radiolaterni do radiolaterni. Obecnie można zdefiniować drogę lotniczą jako wiele punktów o znanych współrzędnych (podobnie jak traki północnoatlantyckie). Pożyteczne będzie pozostawienie obecnych VOR z trzech powodów, mianowicie:

- zabezpieczyć samoloty nie mające INS,
- zapewnić możliwość wykrycia większych błędów,
- ułatwić korygowanie INS.

Chociaż taki system dróg lotniczych może być bardziej racjonalny niż obecny nie przyniesie on zbyt dużego zwiększenia przepustowości. Większą przepustowość można osiągnąć tylko przez wprowadzenie na dużą skalę jednokierunkowych dróg lotniczych, zwłaszcza między większymi miastami Europy i w kierunku Bliskiego Wschodu. Ze względu na korzyści wynikające z ANS**) nie byłoby to rzeczą zbyt trudną, a latanie jednokierunkowe podniosłoby przepustowość dróg i pozwoliłoby także na dalszą racjonalizację zużycia paliwa:

— przy locie w danym kierunku każdy „krok” zmiany wysokości powodowałby jej zmianę tylko o 2 tys. stóp (609,6 m), co pozwoliłoby utrzymać samolot na optymalnej wysokości,

— ponieważ samolot będzie zmieniał wysokość stosunkowo płynnie, pilot będzie mógł przystosować prędkość do swoich potrzeb,

— ponieważ wszystkie samoloty będą poruszały się w tym samym kierunku, będzie mniej restrykcji co do rozpoczęcia schodzenia.

Autor tych propozycji przytacza kilka przybliżonych liczb podkreślających wagę poprawnego wyboru poziomu lotu oraz początku schodzenia. Lot na wysokości o 4 tys. stóp***) (1219,2 m) mniejszej od wysokości optymalnej zwiększa o 7% zużycie paliwa. Dla samolotu Tristar lecącego z Londynu do Bahrain oznacza to dodatkowy koszt w wysokości 300 funtów. Zatrzymanie tego samolotu na poziomie lotu tylko przez 3 min poza idealnym punktem początku schodzenia powoduje dodatkowe zużycie paliwa za 30 funtów, a rozpoczęcie schodzenia wcześniej daje jeszcze gorsze rezultaty — wzrost kosztów zużytego paliwa wynosi 50 funtów w ciągu trzech minut. Jeżeli taki przypadek spotka tylko jeden lot na dziesięć, to dla British Airways oznacza to wzrost kosztów paliwa o 4 mln funtów rocznie.

Start

Obecnie, prawie bez wyjątków, ATC, czasem w koordynacji z zarządem portu, wyznacza kierunek startu. Jest on zdefiniowany kierunkiem wiatru oraz względami przeciwhałasowymi. Tu również są różnice w punktach widzenia pilota i użytkownika, a nawet między pilotem a władzami portu i ATC.

Pilot także chciałby zminimalizować hałas, jednak dla niego priorytet musi mieć bezpieczeństwo lotu. Nie chce on startować z tylnym lub bocznym wiatrem albo w kierunku nadciągającej burzy, jeżeli widzi inną możliwość.

**) Area Navigation System — system nawigacji przestrzennej.

***) Obecna różnica sąsiednich poziomów lotu w tym samym kierunku na wysokościach powyżej 9000 m.

Linie lotnicze i zarządy portów troszczą się o spokój i otoczenie lotniska, ale odpowiadają także za ogólny efekt przyjętego rozwiązania. W najgorszej pozycji jest ATC: jest pod naciskiem obu stron i ma własne problemy związane z ruchem. Zdaniem J.S. Savage nawet przy tych rozbieżnościach zainteresowań jest możliwość zwiększenia elastyczności przy startach. Kiedy mowa o procedurach minimalizujących hałas, tzw. „Standard Instrument Departures”, autor podkreśla zastrzeżenia pilotów do jakiegokolwiek innego polecenia niż: „wznos się prosto do 1000 stóp” (304,8 m), nawet jeżeli inne polecenie byłoby sugerowane przez względy przeciwhałasowe, ruchowe i in. W jego przekonaniu, ze względu na bezpieczeństwo, pierwsze 30 s lotu powinno odbywać się w linii prostej przy stałych parametrach pracy silnika i nie zmienionej konfiguracji samolotu.

Jeżeli chodzi o procedury wznoszenia, to w opinii pilota są one na ogół zadowolające. Tam gdzie nie ma lokalnych zastrzeżeń, ze względu na zużycie paliwa plan lotu będzie przewidywał zawsze nieprzerwane wznoszenie. Jedyna uwaga dotycząca fazy wznoszenia jest taka sama jak w stosunku do lazy przelotu i schodzenia, a mianowicie piloci nie mają dostatecznej swobody w omijaniu skupisk emur a nawet burz. Pamiętając o ograniczeniach jakie ATC ma w tym względzie, należy podkreślić, że omijanie cumulusów wynika nie tylko z kurtuazji w stosunku do pasażerów. Spotkania z nimi obawiają się także załogi, gdyż jest to rzeczywiście niebezpieczne.

Schodzenie i lądowanie

Już wcześniej poruszono istotne znaczenie wyboru punktu rozpoczęcia schodzenia dla zużycia paliwa. Położenie tego punktu zależy od typu samolotu, jego masy, parametrów wiatru i drogi startowej, na której samolot będzie lądował. Wskazane jest, aby pilot zawiadomił ATC kilka minut wcześniej o tym, kiedy chciałby schodzić. Niewielki jest jednak pożytek, jeżeli nawet schodzenie rozpocznie się w odpowiednim czasie, gdy w czasie schodzenia trzeba przejść określone punkty na zadanej wysokości, co wymaga odejścia od optymalnego profilu schodzenia. Jest to jeszcze zrozumiałe gdy wynika z sytuacji ruchowej, ale zbyt często jest to po prostu wynik formalnych procedur obowiązujących na danym lotnisku. Niekorzystne pod tym względem wyróżniają się lotniska USA. Zdaniem referenta procedura stosowana w Heathrow jest bardzo dobra i warta szerszego stosowania.

Ku dolinie śmierci

Pod tym szokującym nieco tytułem G.G. Gill reprezentujący International Aeradio Ltd. efektywnie przedstawił rzeczywiście interesujące fakty. Jego zdaniem kumulowane efekty opóźnień, strajków, zagęszczenia przestrzeni powietrznej są nie tylko dobrze znane, ale często akceptowane jako norma i zarówno kontrolerzy ruchu, władze lotnisk jak i sami pasażerowie nie w pełni dostrzegają rosnące „zrakowacenie” ruchu przez restrykcje i opóźnienia. Żadna inna gałąź transportu nie jest tak szeroko regulowana jak transport lotniczy. Ma on w stosunku do innych gałęzi więcej:

- związków zawodowych,
- stowarzyszeń,
- organów nadzoru,
- „publicity”,
- kontaktu ze społeczeństwem,
- efektownej reklamy,
- zjazdów w egzotycznych miejscach,
- wydawnictw,
- umundurowanego personelu,
- pasażerów płacących coraz niższe ceny za coraz droższe miejsca,
- środków transportu wożących więcej pustych miejsc,
- ludzi troszczących się o bezpieczeństwo,
- kapitału zainwestowanego w taborze.

Dwie wojny światowe są nadal żywe w pamięci starszego pokolenia, potwierdzając fenomenalny i gwałtowny rozwój samolotu od opłótnionego, drewnianego dwupłatowca z 2 lub 3 miejscami do dzisiejszych szerokokadłubowych odrzutowców zdolnych unieść 500 pasażerów, 150 t paliwa i towaru oraz przewieźć ładunek na odległość 3 lub 4 tys. mil (4828 020 n: lub 6 437 360 m) z precyzją zawdzięczaną nawigacji bezwładnościowej i opartej na komputerach kontroli ruchu po to, aby opóźnić się, zmienić trasę lub odwołać lot wskutek „kontrolowanego chaosu”.

A oto zdaniem autora elementy wielkiej farsy lotniczej lat osiemdziesiątych:

322:1

linie lotnicze wydadzą w bieżącej dekadzie:

- 33 500 mln funtów na nowe samoloty,
- 41 600 mln funtów na ich utrzymanie i części zamienne,
- 83 200 mln funtów na paliwo,
- 2200 mln funtów na sprzęt obsługi naziemnej,
- 657 mln funtów na szkolenie personelu.

Daje to łącznie 161 157 mln funtów angielskich. Do tego można dodać ok.:

- 132 000 mln funtów na samoloty ogólnego zastosowania,
- 8318 mln funtów na ich utrzymanie i części zamienne,
- 21 054 mln funtów na paliwo,

co łącznie wynosi 161 372 mln funtów.

Ogółem suma powyższych wydatków wynosi 322 529 mln funtów.

Na urządzenia naziemne, które mają towarzyszyć ww. wydatkom wyda się ok.:

- 5695 mln funtów na budowę i utrzymanie portów lotniczych,
 - 5233 mln funtów na ATC,
- co razem daje 1028 mln funtów.

Niezależnie od zastrzeżeń jakie można mieć do poszczególnych liczb wskazują one, że rozwój będzie odbywał się podobnie jak w przeszłości, od 1945 r. Niewspółmierność rozwoju linii lotniczych z jednej strony i portów oraz środków kontroli z drugiej będzie się nie tylko utrzymywała, ale i powiększała. Rządy chętnie kupują najnowszy, drogi i najbardziej prestiżowy samolot, aby pokazać flagę narodowej linii, ale mniej chętnie uznają potrzeby rowoju infrastruktury.

W ostatnich latach obserwuje się tendencje niektórych władz lotniczych i użytkowników portów do złagodzenia tych dysproporcji przez znaczne zwiększenie wpływów pochodzących z opłat za lądowanie, parkowanie oraz za przelot. Teoretycznie takie działanie jest poprawne. W praktyce można podejrzewać, że zebrane w ten sposób pieniądze dzielą los podatku drogowego w wielu krajach — idzie on do skarbu państwa i tylko mała część jest przeznaczona na cele, na które jest zbierany.

Zdaniem G.G. Gilla przedstawiciele tak właśnie postępujących rządów będą na czele tych, których spotyka się w Miami, Thaiti, Montrealu lub Genewie akceptujących kolejne rezolucje ubolewające nad stanem światowych lotnisk, dróg lotniczych i ruchu lotniczego. Sądzi on, że gdyby 1/10 środków wydanych na międzynarodowe konferencje przeznaczyć na potrzeby portów lotniczych i służb kontroli ruchu, to pozwoliłoby to zbliżyć się do zadowolającego stanu. Wiele przestrzeni, szczególnie w Trzecim Świecie, jest w stanie obsługiwać tylko odrzutowiec i generacji, jak Boeing 707. Płyty peronowe załamują się pod ciężarem samolotów, dla których nigdy nie były przeznaczone.

Jeszcze bardziej niepokojące jest to, że miliony mil kwadratowych przestrzeni powietrznej, wykorzystywane do ruchu samolotów w dzień i w nocy, są wyposażone w przyrządy nawigacyjne z epoki DC3, tj. średniofalowe NDB oraz środki łączności oparte na radiofonii HF, przy czym wiele z nich jest przestarzałych lub zupełnie zniszczonych lub bardzo zawodnych. Często funkcjonowanie tych ledwo dyszących urządzeń zawdzięcza się poświęceniu kontrolerów i techników.

Niektóre władze lotnicze i porty odwołują wydatki inwestycyjne w nadziei, że problemy same znikną. Spotykając rosnące z roku na rok żądania próbują zahamować rozwój tworząc przeciwko niemu przepisy. Np. w Wlk. Brytanii trzeba unąć fakt, że port w Heathrow osiągnął maksymalną przepustowość. Wiadomo było o tym 20 lat temu, a przecież ani Stansted, ani Gatwick nie są do przyjęcia dla zagranicznych linii lotniczych. Linie te chcą lądować w Londynie, a nie w Essex czy Sussex. Gdyby zakupu terenu dokano we właściwym czasie, Heathrow mogłoby rozwijać się do rozmiarów, które sprostająby potrzebom. Zamiast tego co roku po trochu łagodzą się trudności. Tak jakby nie było dosyć problemów z przestrzenią powietrzną i przepustowością portów, ruch ochrony środowiska może z dnia na dzień podwoić obecne kłopoty. Podstawową cechą dobrego portu lotniczego jest to, że jest on otwarty całą dobę, aby zapewnić obsługę pasażerów, pocztę i przeladunku lecących do i z różnych zakątków świata. Inaczej jest w Heathrow, J. F. Kennedy i wielu innych portach. Uleganie lobby antyhałasowemu niewątpliwie przyniosło poprawę warunków życia wielu

ludziom mieszkającym w pobliżu lotnisk i na osi dróg startowych. Z drugiej strony pozałowania godne jest, że wskutek zakazu ruchu w nocy może się od odbywać za ledwie w ciągu ok. 16 h. Rezultatem tego jest czynnik zwany „efektem międzykontynentalnym”. Ponieważ samolot linii A nie może lądować w X przed godziną 6.00, to musi on odlecieć z Ameryki Płn. lub Środkowego Wschodu w określonym czasie. Wskutek tego dana część ruchu lotniczego nie może być rozgęszczona, ponieważ każda linia lotnicza chce odlatywać w optymalnej porze dnia.

Gdy strajki zamykają część przestrzeni lotniczej w Europie i zagęszczają ruch w portach i FIR, powstają również zakłócenia w ruchu i „efekt międzykontynentalny”: start samolotu jest opóźniony, ponieważ oczekuje na zezwolenie ATC, opóźniony jest jego przylot, przedłużony holding itp. Te międzynarodowe i międzykontynentalne zjawiska stwarzają poważne problemy, których rozwiązanie wymaga dużej wyobraźni szczególnie od służb kon-

troli ruchu. Liczba pasażerów przewiezionych w lotach rozkładowych prawie podwoiła się z 395 mln w 1969 r. do 745 mln w 1979 r. Wielkości te nie obejmują wielkiego i ciągle rosnącego ruchu charterowego.

G. G. Gill nie widzi szansy, aby część linii lotniczych lub władz zmieniła sposób myślenia. Będą one kontynuowały inwestowanie w samoloty i hotele turystyczne, a tylko okazjonalnie będą uzupełniały urządzenia ATC lub budowały gdzieś drogi startowe. Dlatego do 1989 r. będziemy świadkami chaosu i nieporządku, aż wreszcie wskaźnik wypadków osiągnie taką wielkość, która spowoduje spadek załadowania samolotów znacznie większy niż spadek spowodowany przez jakąkolwiek podwyżkę taryf.

Być może w tym dramatycznym stanowisku jest sporo przesady. Ale czy nie ma w nim także sporo racji?

Destrukcja oleju podczas użytkowania w lotniczych silnikach turbinowych

Dr inż. MIROSŁAW OSTAPKOWICZ
Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

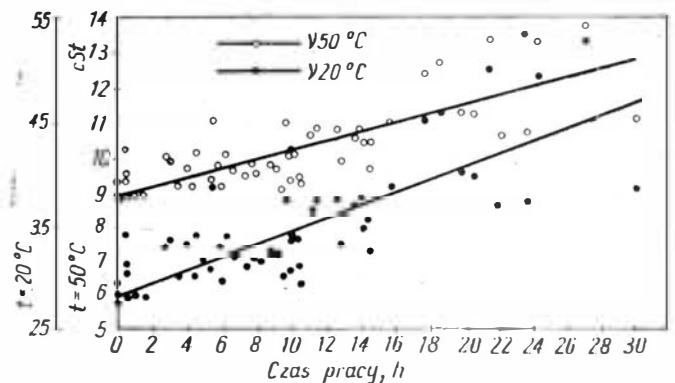
W lotniczych silnikach turbinowych do chłodzenia i smarowania powierzchni trących łożysk wałów głównych oraz łożysk i kół zębatych napędu agregatów stosuje się wyłącznie oleje. W porównaniu ze smarem olej ma tę zaletę, że nie utrudnia rozruchu silnika przy niskich temperaturach otoczenia, lepiej odprowadza ciepło, łatwiej go wymienić w obsługach bieżących, okresowych i specjalnych oraz łatwiej kontrolować jego stan ilościowy i jakościowy w czasie przeglądów silnika. Może to być olej syntetyczny lub głęboko rafinowany olej mineralny. Mieszanie ze sobą obu tych olejów w układzie smarowania tego samego silnika jest niedopuszczalne. W większości lotniczych silników turbinowych stosuje się oleje mineralne. W porównaniu z olejami syntetycznymi mają one wiele zalet, np. ich pary nie są trujące, co w lotnictwie, ze względu na bezpieczeństwo pilota, jest zaletą szczególnie istotną.

Olej mineralny otrzymuje się z ropy naftowej w procesie jej destylacji prostej i rafinacji kwasem siarkowym lub rozpuszczalnikami selektywnymi. Pod względem chemicznym jest on mieszaniną węglowodorów parafinowych (o budowie łańcuchowej) z domieszką niepożądanych węglowodorów naftenowych i aromatycznych (o budowie pierścieniowej). Oprócz składników węglowodorowych istnieje w oleju także pewna, niepożądana ilość naturalnych substancji żywicznych, zbliżonych pod względem chemicznym do węglowodorów aromatycznych i aromatyczno-naftenowych.

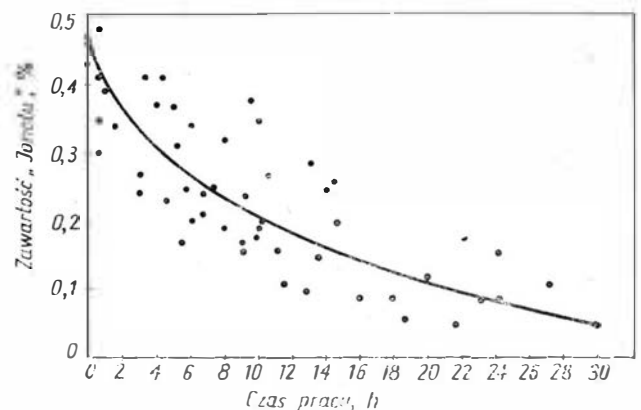
Do najczęściej określanych właściwości fizykochemicznych oleju mineralnego należy: lepkość kinematyczna, temperatura zapłonu i krzepnięcia, liczba kwasowa i pozostałość po spopieleniu, zawartość zanieczyszczeń mechanicznych, wody, kwasów i zasad nierozpuszczalnych w wodzie oraz stabilność termiczna i odporność na ścinanie. W praktyce eksploatacyjnej właściwości te określa się laboratoryjnie dla każdego nowo zalewanego oleju do układu smarowania silnika oraz w niektórych przypadkach dla oleju, w którym nastąpiła zmiana jego barwy oraz pojawiły się w nim substancje asfaltowo-żywiczne i koks.

Przeprowadzając badania laboratoryjne tego ostatniego w Centralnym Wojskowym Ośrodku Badań Paliw Płynnych w Warszawie [1] otrzymano ścisłą korelację czasu użytkowania oleju MK-8p w lotniczym silniku turbinowym o umownym oznaczeniu 37F z wartością lepkości kinematycznej (rys. 1) i zawartością „jonolu”*) (rys. 2), określającą m.in. stopień destrukcji oleju. Badając występowanie tej korelacji w tym samym oleju użytym w lotniczym

silniku turbinowym o umownym znaczeniu 31 nie stwierdzono jednak istotnej zmiany wartości obu tych wielkości, mimo że czas jego użytkowania w tych silnikach jest dwukrotnie dłuższy niż w silnikach 37F. Podczas eksploatacji silników 31 nie spotyka się przypadków destrukcji oleju, natomiast w czasie eksploatacji silników 37F przypadki takie występują.



Rys. 1. Zmiana lepkości oleju MK-8p podczas użytkowania w silniku 37F



Rys. 2. Zmiana zawartości „jonolu” w oleju MK-8p podczas użytkowania w silniku 37F

*) Wg GOST-6457-66. MK-8p jest olejem pochodzenia mineralnego, zawierającym dodatek 0,5% inhibitora utlenienia o nazwie handlowej „jonol”.

Analiza przyczyn destrukcji oleju w silnikach 37F

Szybkość zmian właściwości fizykochemicznych oleju (m.in. jego lepkości kinematycznej i zawartości „jonolu”) jest uwarunkowana wpływem wielu czynników. Za jedne z istotniejszych należy uznać konstrukcję i warunki eksploatacji silnika. Analizę obu tych czynników w silniku 37F przeprowadzono w konfrontacji z analizą tych czynników w silniku 31.

Pod względem konstrukcyjnym oba silniki różnią się m.in. ułożyskowaniem zespołu wirnikowego i uszczelnieniem podpór łożyskowych.

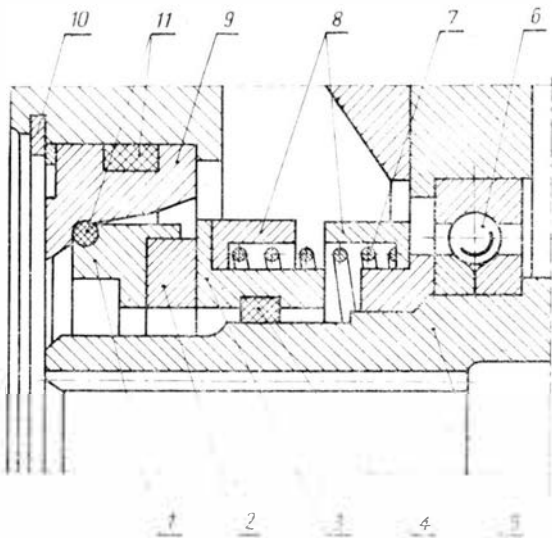
Zespół wirnikowy w silniku 31 jest ułożyskowany w trzech podporach, w których łożyska toczne mają tylko jedną bieżnię wirującą. W silniku 37F zespół ten jest konstrukcją dwuwałową, składającą się z wirnika niskiego i wysokiego ciśnienia, sprzężonych ze sobą tylko gazodynamicznie. Dwie podpory łożyskowe w tym silniku: pośrednia i tylna (wirnika wysokiego ciśnienia) mają w związku z tym łożyska toczne z obu wirującymi bieżniami. Wg danych fabrycznych (tabl.) temperatura nagrzewania

TABLICA. Warunki techniczne łożysk tocznych silnika 37F

Rodzaj podpory	Typ i wymiary, mm	Liczba łożysk	Temperatura, K	Względna prędkość obrotowa bieżni, obr./min	Obciążenie, MPa	
					promienne	osiowe
Przednia	wałkowe 70 × 100 × 20	1	440	0 ÷ 11 200	5 886	—
Pośrednia	kulkowe 95 × 145 × 24	1	520	0 ÷ 2 000	11 536	10 791
Środkowa	kulkowe 100 × 165 × 30	2	450	0 ÷ 11 480	10 791	8 534
Tylna	turbiny WC wałkowe 130 × 180 × 24	1	450	0 ÷ 11 480	10 006	—
	turbiny NC wałkowe 100 × 140 × 20	1	520	0 ÷ 2 000	7 063	—

tych łożysk jest wyższa od temperatury nagrzewania łożysk z jedną wirującą bieżnią o ok. 70 ÷ 80 K i dochodzi podczas pracy silnika do 520 K.

Uszczelnienie podpór łożyskowych w obu silnikach jest zupełnie różne. W silniku 31 są zabudowane uszczelnienia kontaktowe (rys. 3). Zasadniczą rolę odgrywa w nich płytka wykonana ze specjalnie przygotowanego grafitu z dodatkiem talku. Płytka ta stanowi mechaniczne odgrodzenie przestrzeni olejowej od atmosfery i jest dociskana do pierścienia oporowego sprężyną o zmiennej sile nacisku. Natomiast w silniku 37F są zabudowane uszczelnienia pierścieniowe (rys. 4). Każde z tych uszczelnień składa się z tulei zewnętrznej, tulei prowadzącej i pierścienia uszczelniającego. Szczelność uzyskano w nich dzięki przyleganiu pierścienia uszczelniającego całym obwodem zewnętrznej po-



Rys. 3. Uszczelnienie kontaktowe: 1 — pierścień oporowy, 2 — element grafitowy, 3 — ruchomy element uszczelnienia, 4 — uszczelka gumowa, 5 — wał wirnika, 6 — łożysko, 7 — sprężyna, 8 — tulejki oporowe, 9 — pierścień oporowy, 10 — pierścień zabezpieczający, 11 — uszczelki gumowe

wierzchni cylindrycznej do gładzi tulei zewnętrznej oraz jedną z powierzchni bocznych do jednej ze ścianek rowka tulei prowadzącej. Do gładzi tulei zewnętrznej pierścienia jest dociskany siłą wynikającą ze sprężystości pierścienia P :

$$P = \int_0^{\pi} p_2' R_3 \sin \alpha da = 2p_2' b R_3 \quad (1)$$

gdzie:

p_2' — nacisk jednostkowy pierścienia na tuleję zewnętrzną;

b — grubość pierścienia;

R_3 — promień zewnętrzny pierścienia.

Do ścianki rowka tulei prowadzącej pierścienia jest dociskany siłą normalną N :

$$N = P_{n+1} \cdot F_1 - p_n \cdot F_2 \quad (2)$$

gdzie:

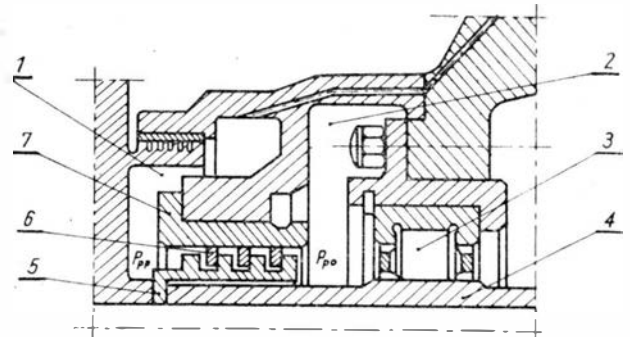
p_{n+1} i p_n — ciśnienia powietrza w dwu kolejnych stopniach uszczelnienia,

F_1 i F_2 — pola powierzchni bocznych tego samego pierścienia, na które działa ciśnienie powietrza.

Siła wynikająca ze sprężystości pierścienia P i siła normalna N są tak dobierane, aby w czasie pracy uszczelnienia pierścienie były nieruchome względem gładzi tulei zewnętrznej i ruchome względem tulei prowadzącej, tworząc z nią układy trybologiczne par tarczących typu dwóch powierzchni płaskich. Na powierzchniach ślizgowych tych par zachodzi tarcie ślizgowe o sile tarcia T :

$$T = \mu \cdot N \quad (3)$$

Jak wynika z przeprowadzonych badań [2], powierzchnie te ulegają przedwczesnemu zużyciu w uszczelnieniach współpracujących z łożyskami wałkowymi podpory przedniej i tylnej. Ich przedwczesne zużycie zwiększa stopień przecieku powietrza do przestrzeni olejowej. Ponieważ przeciek powietrza zachodzi również przy nie uszkodzonych uszczelnieniach pierścieniowych, tylko że jest znacznie mniejszy, to destrukcja oleju w silniku może zachodzić tylko z dostępem tlenu zawartego w powietrzu. Jest więc ona równoznaczna z utlenieniem oleju.



Rys. 4. Uszczelnienie pierścieniowe: 1 — przestrzeń powietrzna, 2 — przestrzeń olejowa, 3 — łożysko, 4 — wał, 5 — tuleja z rowkami prowadzącymi (tuleja prowadząca), 6 — pierścień uszczelniający, 7 — tuleja zewnętrzna

W normalnych warunkach temperaturowych, określonych dla tego silnika odpowiednią instrukcją eksploatacji, proces utleniania oleju zachodzi bardzo powoli i nie jest zauważalny dla eksploatorów. Stwierdzone przez nich zewnętrzne objawy destrukcji oleju mogą być rezultatem jedynie jego utlenienia w podwyższonych temperaturach.

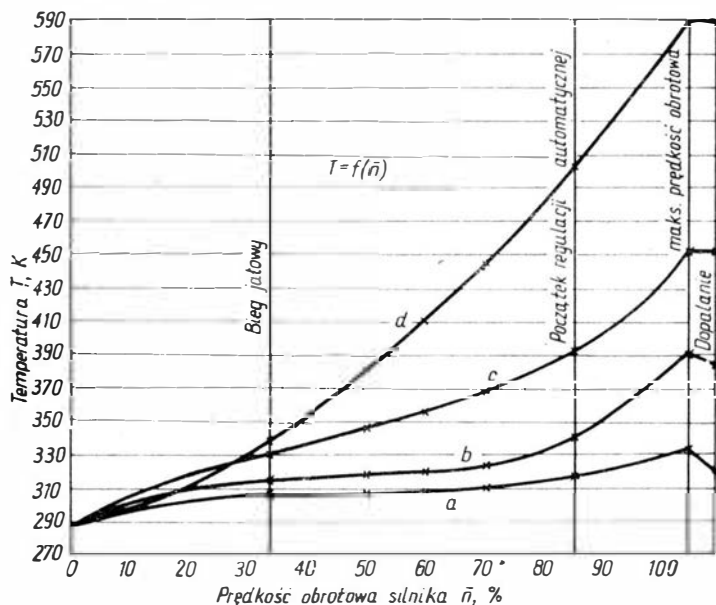
Zgodnie z instrukcją eksploatacji silnika 37F, olej MK-8p powinien zachowywać swoje właściwości fizykochemiczne podczas pracy przez 25 ± 5 h w zakresie temperatur 233 ÷ 413 K. Przekroczenie górnej granicy tego przedziału można zatem uważać za nienormalne warunki temperaturowe. Dokonując pomiaru temperatury oleju na wejściu i wyjściu z podpór łożyskowych silnikach 37F stwierdzono, że:

— na wejściu w podporę łożyskową temperatura oleju nie przekracza 333 K (rys. 5a),

— w czasie przepływu przez podpory łożyskowe olej nagrzewa się od łożysk, z których szczególnie łożyska z obu wirującymi pierścieniami mają bardzo wysoką temperaturę (tabl.),

— na wyjściu z podpór łożyskowych temperatura oleju jest więc znacznie wyższa niż na wejściu, osiągając maksymalną wartość równą ok. 390 K (rys. 5b).

Oznacza to, że w czasie normalnej pracy silnika temperatury oleju nie są podwyższone i nie powinna zachodzić jego przyspieszona destrukcja.



Rys. 5. Zmiana temperatury oleju i powietrza w funkcji prędkości obrotowej silnika: a) oleju na wlocie do podpory łożyskowej, b) oleju na wylocie z podpory łożyskowej, c) powietrza przeciekającego do przestrzeni olejowej ze sprężarki, d) powietrza przeciekającego do przestrzeni olejowej z za sprężarki

Szukając zatem związku destrukcji oleju z nienormalnymi warunkami pracy silnika przeanalizowano warunki pracy tych silników, w których podczas eksploatacji wystąpiła zmiana barwy oleju, obecność w nim substancji asfaltowo-żywicznych i koksu. W większości przypadków silniki te zostały przedwcześnie wycofane z eksploatacji ze względu na niedopuszczalną koncentrację produktów zużycia w próbkach oleju przebadanych w Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych metodą rentgenowskiej izotopowej analizy fluorescencyjnej [3]. Weryfikując podczas remontu stan techniczny przedwcześnie wycofanych z eksploatacji silników stwierdzono we wszystkich przypadkach uszkodzenie uszczelnień pierścieniowych, powodujące wspomniany już wzrost stopnia przecieku powietrza do przestrzeni olejowej. Stwierdzenie tego faktu skłoniło autora do pomiaru temperatur tego powietrza. Pomiarów dokonano podczas próby silnika w hamowni za pomocą przyrządu Mera Tronic firmy Conway Electronic Enterprises. Wyniki badań przedstawiono na rys. 5c i d. Na ich podstawie można stwierdzić, że temperatury powietrza pobieranego z za sprężarki (krzywa d) dochodzą nawet do 590 K. Powietrze to, podobnie jak łożyska z obu wirującymi bieżniami, zwiększa stopień obciążenia termicznego stykającego się z nim oleju.

Oczywiście nie wszystkie silniki, w których wystąpiła destrukcja oleju wykazywały wzmożone zużycie części trących. Tych silników nie wycofano przedwcześnie z eksploatacji. Zlano z nich tylko olej, przemyto układ smarowania, zalano nowy olej i silnik dopuszczono do nadzorowanej eksploatacji. W tych warunkach pracowały one bezawaryjnie swoje okresy międzyremontowe. Weryfikując podczas remontu ich stan techniczny nie stwierdzono istotnego dla badań zużycia elementów trących smarowanych olejem. Co więc było powodem destrukcji oleju w tych silnikach? Na to pytanie, mimo wielu prób, nie znaleziono jednoznacznej odpowiedzi. W oparciu o przeprowadzone analizy można jednak sformułować wniosek, że jest ona następująca:

- za małej ilości oleju biorącego udział w obiegu,
- niewłaściwego chłodzenia silnika przed wyłączeniem z pracy.

Ilość oleju biorącego udział w obiegu jest istotna w kontekście badania jego destrukcji dlatego, że:

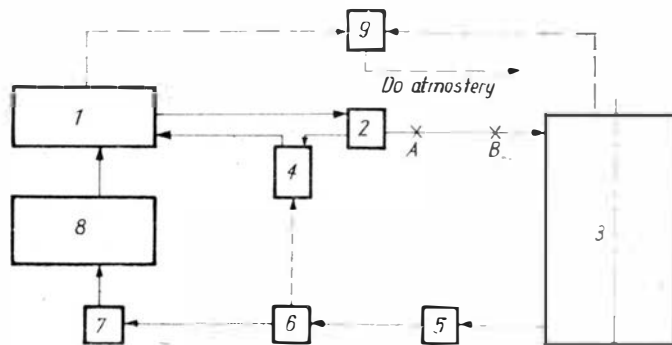
- olej mineralny, w tym również olej MK-8p, ma niewielkie stosunkowo ciepło właściwe (ok. 2,1 kJ/kg °C),
- w silniku olej spełnia funkcję nie tylko smarowania, ale przede wszystkim chłodzenia powierzchni trących.

Destrukcja oleju w następstwie za małej ilości oleju biorącego udział w obiegu jest teoretycznie bardzo realna, ale w praktyce bardziej prawdopodobną przyczyną destrukcji oleju jest raczej niewłaściwe chłodzenie silnika przed wyłączeniem z pracy.

W czasie pracy silnika olej krąży w układzie smarowania wg schematu przedstawionego na rys. 6. Ze zbiornika oleju 1 przepływa on przewodami rurowymi do pompy tłoczącej 2, a z niej przez zawór zwrotny i filtr oleju do podpor zespołu wirnikowego 3 oraz do skrzynki agregatów silnika 4. Ze skrzynki agregatów olej trafia bezpośrednio do zbiornika oleju. Natomiast z podpór łożyskowych jest on odsysany przez pompę oleju 5 w postaci mieszaniny powietrzno-olejowej, a z niej zostaje skierowany do odśrodkowego oddzielnika 6, gdzie pod wpływem sił odśrodkowych następuje oddzielenie powietrza od oleju. Oddzielone powietrze przepływa do skrzynki agregatów silnika, a olej przez filtr-sygnalizator 7 do chłodnicy paliwowo-olejowej 8, skąd po ochłodzeniu przez paliwo przepływa do zbiornika oleju. Po wyłączeniu silnika z pracy olej nie będzie już chłodzony w chłodnicy paliwowo-olejowej. W konsekwencji tego będzie on nagrzewał się od gorących części silnika nawet jeszcze przez ok. pół godziny, jak podają niektóre źródła, i jego temperatura może wówczas przekroczyć górną granicę dopuszczalnego przedziału temperatur.

Fizyka powstawania destrukcji oleju [4]

Podczas użytkowania w lotniczych silnikach turbinowych olej styka się z powietrzem (przeciekającym do przestrzeni olejowej, m.in. z przestrzeni powietrznej uszczelnień pierścieniowych). Zawarty w powietrzu tlen łatwo reaguje z węglowodorowymi składnikami oleju, tworząc z nimi hydroksynadtlenki. W normalnych temperaturach tylko hydroksynadtlenki węglodorów parafinowych ulegają rozkładowi tworząc alkohole, aldehydy i ketony. W podwyższonych temperaturach pracy zwiększa się reaktywność wszystkich węglodorowych składników oleju. Z hydroksynadtlenków węglodorów naftenowych powstają kwasy, a z hydroksynadtlenków węglodorów aromatycznych — fenole. Dalszym reakcjom ulegają również produkty rozkładu hydroksynadtlenków węglodorów parafinowych. Alkohole utleniają się na aldehydy lub ketony. Mogą również reagować z tworzącymi się kwasami, dając różnego rodzaju estry. Aldehydy utleniają się łatwo do kwasów, natomiast ketony są mniej podatne na utlenianie i ulegają raczej kondensacji. Przy dalszym oddziaływaniu tlenu na olej w podwyższonej temperaturze część kwasów



Rys. 6. Schemat obiegu oleju w układzie smarowania silnika 37F: 1 — zbiornik oleju, 2 — pompa tłocząca olej, 3 — silnik (podpora łożyskowa), 4 — skrzynka agregatów silnika, 5 — pompa odsysająca olej, 6 — odśrodkowy oddzielnik powietrza od oleju, 7 — filtr sygnalizator, 8 — chłodnica paliwowo-olejowa, 9 — odpowietrznik odśrodkowy, A — zawór zwrotny, B — filtr oleju, linia przerywana — powietrze

(utworzona z węglodorów parafinowych i naftenowych) utlenia się do hydroksykwasów o wysokim stopniu kondensacji, będących substancjami żywicznymi. Substancje żywiczne są też tworzone z węglodorów aromatycznych w wyniku kondensacji fenoli (utworzonych z rozkładu hydroksynadtlenków tych węglodorów).

Substancje żywiczne, identyfikowane przez eksploatorów jako substancje asfaltowo-żywiczne, pod wpływem podwyższonej temperatury ulegają kondensacji, ubożeniu w wodór i stopniowemu zwęgleniu. Tworzą się w oleju nierozpuszczalne karbeny i karboidy, które w zależności od stopnia odwodnienia przechodzą w koks o mniej lub więcej zwartej budowie. Ściemnienie oleju jest następstwem nagromadzenia się dużej ilości substancji żywicznych i koksu.

Wpływ destrukcji oleju na warunki smarowania silnika

Krążące obiegowo w układzie smarowania silnika produkty destrukcji oleju mogą stać się przyczyną zatykania

(koksem) lub zamulania (związkami żywicznymi) szczelin ciasno pasowanych elementów układu łożyskowania. Istnienie tego zagrożenia narzuca pewne wymagania dotyczące rozmiarów produktów destrukcji oleju. Od koksu wymaga się, aby jego cząstki mogły swobodnie przepływać przez szczelinę, tzn. że ich rozmiary nie powinny przekraczać $\frac{3}{4}$ szerokości szczeliny. Znacznie ostrzejsze wymagania stawia się związkom żywicznym. Ze względu na narastający proces zamulania szczelin, szczególnie przy niskich ciśnieniach oleju, rozmiary cząstek tych związków nie powinny przekraczać $\frac{1}{3}$ szerokości szczeliny. Pozytywną rolę w tym zakresie spełnia filtr oleju dokładnego oczyszczania, wychytując z oleju cząstki o rozmiarach powyżej $5 \mu\text{m}$.

Znajdujące się w oleju produkty jego destrukcji mogą stać się przyczyną zmian jego właściwości smarnych. Właściwości te są tym lepsze, im więcej jest w nim substancji powierzchniowo czynnych, tj. związków o budowie polarnej, które za pomocą ładunków elektrycznych przeciwnego znaku (do ładunków zwartych w materiale powierzchni nim smarowanych) są do nich przyciągane i tworzą na nich trwałą przylegającą warstwę. Do substancji powierzchniowo czynnych należy właśnie tworzący się w oleju kok.

Tworzące się w oleju produkty jego destrukcji mogą więc spełniać w procesie smarowania silnika nie tylko

negatywną, ale i pozytywną rolę. Ze względu na negatywną rolę destrukcja oleju jest na pewno zjawiskiem bardzo niepożądanym. Dlatego też w procesie eksploatacji należy przeciwdziałać tym wszystkim czynnikom, które ją wywołują. Nie oznacza to jednak, że w przypadku wystąpienia destrukcji oleju są podstawy do przedwczesnego wycofania silnika z eksploatacji, powodującego niewykorzystanie jego pełnej trwałości międzynaoprawczej i zmniejszenie operacyjnego wykorzystania samolotu. Praktyka pokazuje, że można w takim przypadku dokładnie tylko przemyć i przepłukać układ smarowania silnika, zalać nowy olej i objąć silnik nadzorowaną eksploatacją.

LITERATURA

1. T. LEPIARSKI, A. ALKSIN: Ocena właściwości niektórych olejów lotniczych w czasie eksploatacji. Ogólnopolska konferencja naukowo-techniczna pt. „Ocena stanu olejów i smarów lotniczych oraz perspektyw ich rozwoju”. Rzeszów 25-26.09.1980 r.
2. M. OSTAPKOWICZ: Badanie procesu zużywania się olejowych uszczelnień pierścieniowych lotniczych silników turbinowych. Rozprawa doktorska. Politechnika Częstochowska, 1978 r.
3. J. LEWITOWICZ: Sposób szybkiego określania zużycia łożysk tocznych, zwłaszcza lotniczych silników turbinowych. Patent PRL nr 83432; 1977 r.
4. M. OSTAPKOWICZ: Koksowanie oleju w lotniczych silnikach turbinowych (na przykładzie silników 37F). Ogólnopolska konferencja naukowo-techniczna pt. „Ocena stanu olejów i smarów lotniczych oraz perspektyw ich rozwoju”. Rzeszów 25-26.09.1980 r.

Czynnik dynamiczny w procesie napełniania cylindrów silnika tłokowego

MAREK ORKISZ
RYSZARD PROCIĄK
Prof. dr hab. inż. STEFAN SZCZECIŃSKI
Wojskowa Akademia Techniczna

Efekt dynamicznego doładowania silnika jest spowodowany zmienną prędkością strumienia mieszanki dopływającej do cylindrów w kanale dolotowym. Chwilową wartość ciśnienia bezpośrednio przed zaworem stanowi suma przyrostów ciśnienia wynikających ze zjawisk falowych Δp_f i bezwładności strumienia Δp_d o wartościach uzależnionych od charakteru przebiegu prędkości i przyspieszenia tłoka oraz wzniosu zaworów silnika. Ich związek można wyrazić następująco:

$$p_{kd} = p_0 + \Delta p_f + \Delta p_d$$

gdzie: p_{kd} — ciśnienie w kanale dolotowym, p_0 — ciśnienie we wlocie rury dolotowej cylindra.

Autorzy nie rozpatrują tu zjawisk falowych opisanych w pracy [1]. Należy natomiast ocenić, jaki udział ma wartość p_d i czy wpływa ona w sposób istotny na proces napełniania cylindrów silnika.

Oznaczenia:

$\rho_k, T_k, a_k, v_k, R_k$ — odpowiednio w kanale gęstość, temperatura, przyspieszenie, prędkość, indywidualna stała gazu strumienia w kanale dolotowym,
 ρ_c, p_c, T_c, R_c — odpowiednio w cylindrze gęstość, ciśnienie, temperatura, indywidualna stała gazowa w cylindrze,
 v_{tt}, a_{tt} — prędkość i przyspieszenie tłoka.

Sposób oceny

Do rozwiązania postawionego problemu posłużyć może model przepływu strumienia dolotowego silnika (rys. 1).

Wskutek ruchu tłoka od zwrotu zewnętrznego ZZ ze zmianą chwilowej prędkości tłoka v_{tt} i przyspieszenia a_{tt} w kanale dolotowym powstaje podciśnienie powodujące przesuwanie się mieszanki od gaźnika do zaworu z pewną prędkością v_k i przyspieszeniem a_k . W związku z tym na zawór działa siła bezwładności strumienia równa:

$$dF_b = a_k \cdot dm \quad (1)$$

Z równania ciągłości można wyznaczyć prędkość w kanale dolotowym:

$$\rho_k \cdot \frac{\pi \cdot d_0^2}{4} v_k = \mu_z \cdot \rho_c \cdot \frac{\pi \cdot D^2}{4} v_{tt}$$

gdzie: μ_z — współczynnik przepływu [2]. $d_0^2 = d^2 - d_z^2$

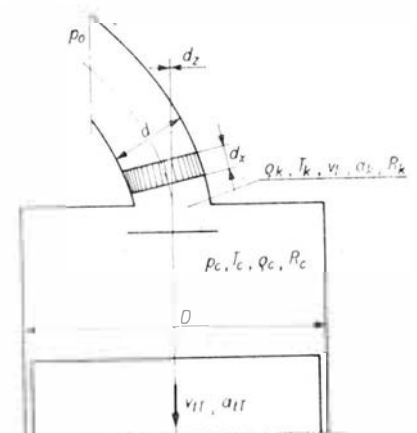
Po przekształceniu

$$v_k = \mu_z \cdot \frac{\rho_c}{\rho_k} \cdot \frac{D^2}{d_0^2} v_{tt} \quad (2)$$

Oczywiście $\mu_z = f_1(t)$ i $v_{tt} = f_2(t)$.

Przyspieszenie strumienia w kanale dolotowym można wyznaczyć, znając zmianę prędkością v_k w czasie:

$$a_k = \frac{dv_k}{dt} = \frac{D^2}{d_0^2} \cdot \frac{\rho_c}{\rho_k} \left(\mu_z \frac{dv_{tt}}{dt} + v_{tt} \frac{d\mu_z}{dt} \right) \quad (3)$$



Rys. 1. Model układu dolotowego: d_z — elementarna wysokość słupa strumienia dolotowego; d_z — średnica trzonka zaworowego, d — średnica kanału dolotowego, D — średnica cylindra

Z kinematyki układu korbowego znane są zmiany prędkości tłoka w zależności od kąta obrotu wału korbowego α :

$$v_{tl} = R \cdot \omega (\sin \alpha + 0,5\lambda \sin 2\alpha)$$

oraz

$$a_{tl} = \frac{dv_{tl}}{dt}$$

gdzie: λ — wydłużenie korbowodu, R — ramię wykorbienia, ω — prędkość kątowa.

Elementarną masę przepływającego czynnika (mieszanki) wyraża wzór:

$$dm = \rho_k \cdot \frac{\pi \cdot d_o^2}{4} dx \quad (4)$$

pamiętając, że:

$$v_k = \frac{dx}{dt}, \text{ czyli } dx = v_k \cdot dt \quad (5)$$

oraz że czas obrotu wału korbowego o pewien kąt jest związany zależnością

$$dt = \frac{1}{6n} da \quad (6)$$

gdzie: n — prędkość obrotowa silnika w obr./min,

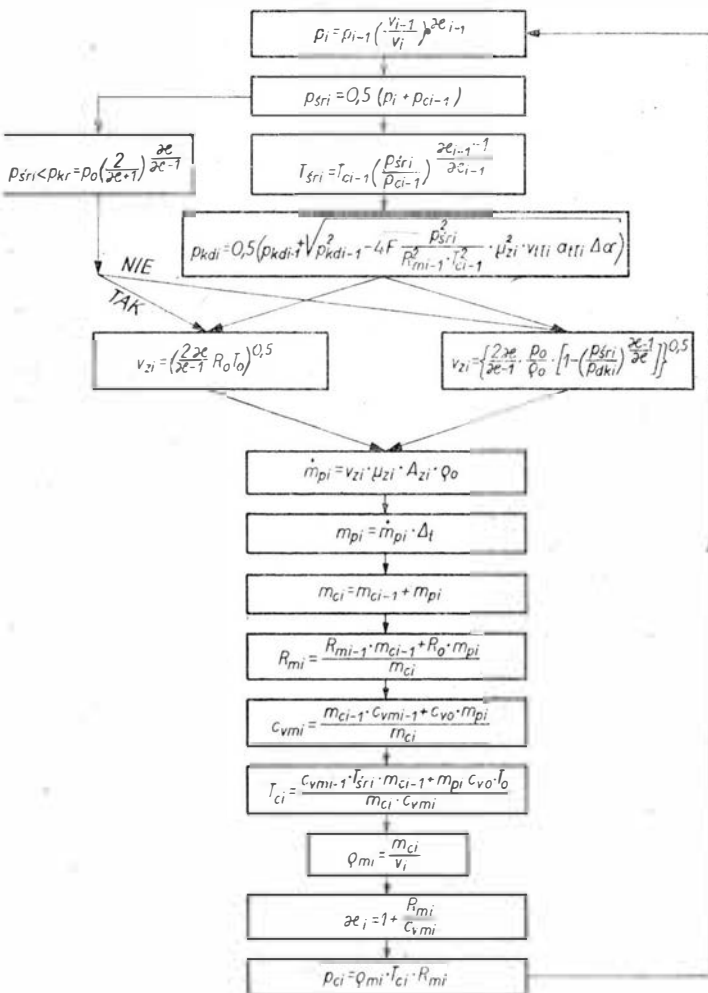
Wykorzystując wzory (5) i (6) do rozwinięcia wzoru (4) otrzymuje się:

$$dm = \rho_k \cdot \frac{\pi \cdot d_o^2}{4} \cdot \frac{v_k}{6n} da$$

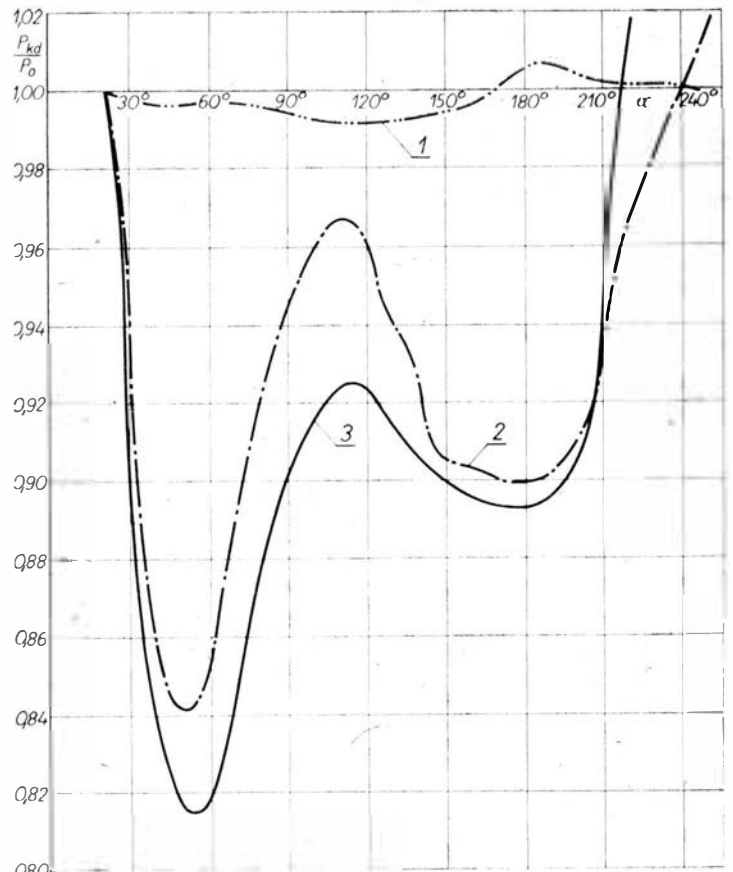
zastępując v_k wyrażeniem (2):

$$dm = \frac{\pi}{24n} \cdot \rho_c \cdot D^2 \cdot \mu_z \cdot v_{tl} \cdot da$$

i podstawiając wraz z (3) do zależności (1) otrzymuje się:



Rys. 2. Algorytm obliczania procesu napełniania silnika tłokowego z uwzględnieniem zmiany ciśnienia na dolocie do cylindra



Rys. 3. Względna zmiana ciśnienia przed zaworem i w cylindrze w funkcji kąta obrotu wału korbowego silnika PZL-Franklin 4A-235B przy prędkości obrotowej $n = 2800$ obr./min: 1 — ciśnienie przed zaworem, z uwzględnieniem dynamiki, 2 — ciśnienie w cylindrze, z uwzględnieniem dynamiki, 3 — gdy $p_{kd} = p_o$

$$dF_b = \frac{D^2}{d_o^2} \cdot \frac{\rho_c}{\rho_k} \cdot \frac{\pi}{24n} \cdot \rho_c \cdot D^2 \cdot \mu_z \cdot v_{tl} \left(\mu_z \cdot a_{tl} + v_{tl} \frac{d\mu_z}{dt} \right) da$$

a po uporządkowaniu i pominięciu drugiego członu w nawiasie jako wielkości małej

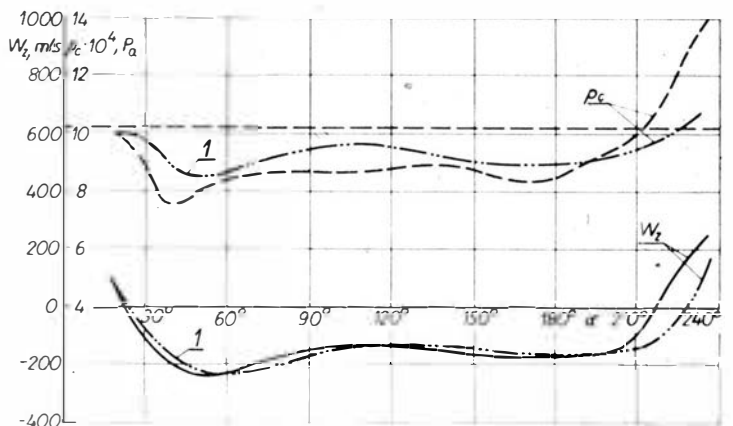
$$dF_b = \frac{\pi}{24n} \cdot \frac{D^4}{d_o^2} \cdot \frac{\rho_c^2}{\rho_k} \cdot \mu_z^2 \cdot v_{tl} \cdot a_{tl} \cdot da \quad (7)$$

Powstałe ciśnienie można wyrazić wzorem

$$dp_d = \frac{dF_b}{A_o}$$

gdzie: $A_o = \frac{\pi d_o^2}{4}$

czyli



Rys. 4. Zmiana ciśnienia w cylindrze i prędkości przepływu przez zawór w funkcji kąta obrotu wału korbowego silnika PZL-Franklin 4A-235B przy prędkości obrotowej $n = 2800$ obr./min: 1 — z uwzględnieniem dynamiki

$$dp_d = \frac{1}{6n} \cdot \frac{D^4}{d_o^4} \cdot \frac{\rho_c}{\rho_k} \cdot \mu_{zi}^2 \cdot v_{ii} \cdot a_{ii} \cdot da \quad (8)$$

Wygodniej jest zastąpić różniczki przez różnice skończone (przyjmując mały krok podczas rozwiązania), a następnie równanie (8) rozwiązać metodą Rungego i Kuty:

$$\Delta p_d = \frac{1}{6n} \cdot \frac{D^4}{d_o^4} \cdot \frac{\rho_c^2}{\rho_k} \cdot \mu_{zi}^2 \cdot v_{ii} \cdot a_{ii} \cdot \Delta a \quad (9)$$

W tym też czasie zmieniają się parametry termodynamiczne w kanale, które można wyznaczyć z równania stanu. Należy pamiętać, że w obszarze małego kroku ciśnienie w kanale dolotowym zmienia się w następujący sposób:

$$p_{kd} = p_o + \Delta p_d \quad (10)$$

Z równania stanu:

$$\rho_c = \frac{p_c}{T_c \cdot R_c} \quad (11)$$

$$\rho_k = \frac{p_{kd}}{T_k \cdot R_k}$$

Nie popełniając wielkiego błędu, można zapisać że:

$$T_k = T_o \text{ i } R_k = R_o$$

gdzie indeks o odnosi się do parametrów zasysanej mieszanki w warunkach ustalonych.

Przekształcając równania (11) otrzymuje się:

$$\frac{\rho_c}{\rho_k} = \frac{T_c \cdot R_c \cdot p_{kd}}{T_c^2 \cdot R_c^2 \cdot p_{kd}} \quad (12)$$

Podstawiając (12) do wzoru na p_{kd} (10) i wyciągając wartość stałą dla danego silnika przy $n = \text{const}$:

$$F = \frac{D^4 R_o T_o}{6 \cdot n \cdot d_o^4}$$

otrzymuje się równanie kwadratowe, którego rozwiązaniem jest pierwiastek:

$$p_{kdi} = 0,5 \left(p_{kdi-1} + \sqrt{p_{kdi-1}^2 - 4F \frac{p_{ci}^2}{R_{ci}^2 \cdot T_{ci}^2} \mu_{zi}^2 \cdot v_{ii} \cdot a_{ii} \cdot \Delta a} \right) \quad (13)$$

Przy wykorzystaniu metody numerycznej do obliczenia procesu napełniania (przedstawionej w [2]) wygodniej jest wykorzystać wzór (13) w postaci:

$$p_{kdi} = 0,5 \left(p_{kdi-1} + \sqrt{p_{kdi-1}^2 - 4F \frac{p_{sri}^2}{R_{ci-1}^2 \cdot T_{ci-1}^2} \mu_{zi}^2 \cdot v_{ii} \cdot a_{ii} \cdot \Delta a} \right) \quad (13a)$$

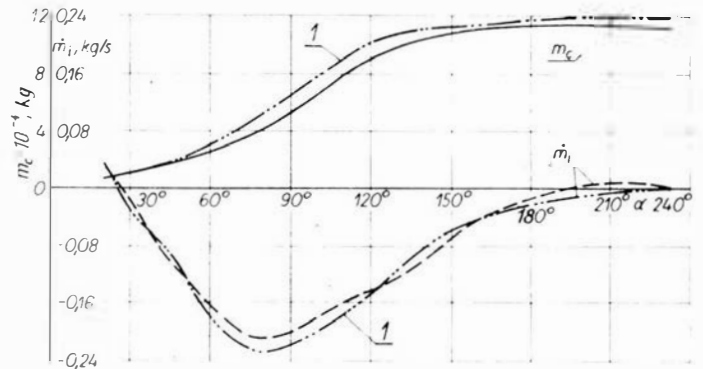
Wyniki

Wzór (13a) wprowadzono do algorytmu obliczeń procesu napełniania (rys. 2). Na jego podstawie dokonano obliczeń procesu napełniania dla silnika PZL-Franklin 4A-235B i wyniki przedstawiono na rys. 3, 4, 5, 6, przy skonfrontowaniu ich z danymi przedstawionymi w pracy [2], wyznaczonymi omówioną w tym artykule metodą.

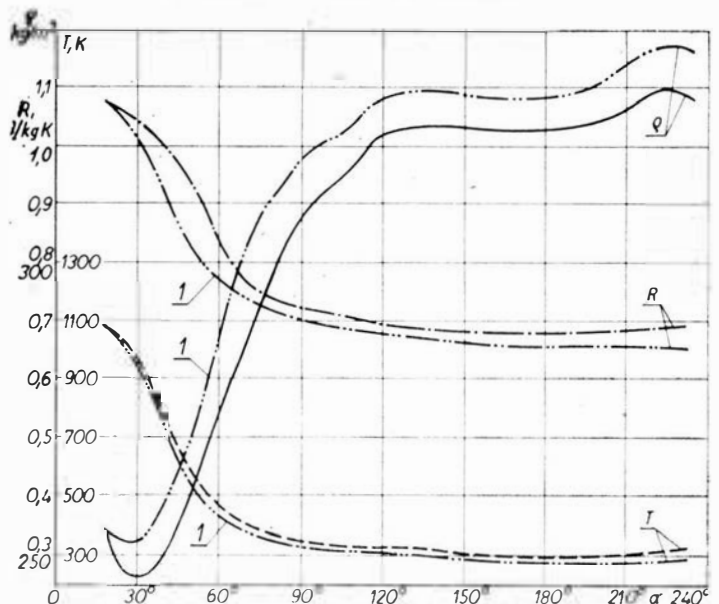
Wykres na rys. 3 przedstawia zależność ciśnienia na wlocie do silnika (ciśnienie przed zaworem) i ciśnienia w cylindrze silnika w stosunku do ciśnienia otoczenia w zależności od położenia kąтового wału korbowego. Widać, że zmiany ciśnienia przed zaworem nie są duże i nie przekraczają $\pm 0,5\%$, ale, jak się okazuje, powoduje to zwiększenie masy zassanej mieszanki o $7,5\%$. Należy więc sądzić, iż podczas analizy procesu napełniania przeprowadzonej na

podstawie wyników z obliczeń numerycznych należy uwzględnić wpływ czynnika dynamicznego, co pozwala w większym stopniu na zbliżenie się modelu obliczeniowego do warunków rzeczywistych procesu napełniania cylindrów silnika.

Analizując wzór (13) można dojść do wniosku, że przy wzroście współczynnika przepływu o ok. 10% zmiana ciśnienia na dolocie wyniesie ok. 22% . Widać więc, że dopracowanie kształtu kanału dolotowego może mieć istotny wpływ na parametry efektywne silnika, o czym była już mowa w pracy [2].



Rys. 5. Zmiana masy mieszanki zassanej do silnika i masy natężenia przepływu w funkcji kąta obrotu wału korbowego silnika PZL-Franklin 4A-235B przy prędkości obrotowej $n = 2800 \text{ obr./min}$; 1 — z uwzględnieniem dynamiki przepływu



Rys. 6. Zmiana parametrów termodynamicznych w funkcji kąta obrotu wału korbowego silnika PZL-Franklin 4A-235B przy prędkości obrotowej $n = 2800 \text{ obr./min}$; 1 — z uwzględnieniem dynamiki przepływu

LITERATURA

1. CZ. KORDZIŃSKI, T. SRODULSKI: Układy dolotowe silników spalinowych. WKŁ, Warszawa, 1968 r.
2. M. ORKISZ, R. PROCIĄK, S. SZCZECIŃSKI: Próba oceny procesu napełniania cylindrów silnika PZL-Franklin. TLiA nr 10, 1980 r.
3. S. SZCZECIŃSKI: Lotnicze silniki tłokowe. MON, Warszawa, 1969 r.

cd. ze s. 36

5. M. GLIWA, T. MALKIEWICZ, J. RYS: Ocena mikroskopowych metod ujawniania ziarna austenitu. Hutnik, nr 7-8, s. 281-287, 1966 r.
6. M. GLIWA, J. BIEDROŃ, J. RYS: Wpływ zjawisk powierzchniowych na wielkość ziarna austenitu. Hutnik, nr 12, s. 584-589, 1968 r.
7. Problematyka ziarna austenitu. Mate-

riały z konferencji naukowo-technicznej. Gliwice 1964 r.

8. S. ORZECZOWSKI: Wpływ związania azotu za pomocą aluminium na niektóre następstwa przeróbki plastycznej na zimno i gorąco. Hutnik, nr 4, s. 125-134, 1965 r.
9. S. ORZECZOWSKI: Wpływ uprzedniej obróbki cieplnej na rozrost ziarna austenitu w stalach odazotowanych gli-

nem. Prace IH, t. 14, s. 185-194, 1962 r.

10. M. GLIWA: Wpływ parametrów odkształcenia plastycznego na wielkość ziarna austenitu konstrukcyjnych stali stopowych. Metal. i Obrób. Ciepła, nr 30, s. 28-33, 1977 r.
11. M. GLIWA: Wpływ przeróbki plastycznej i obróbki cieplnej na rozrost austenitu w stali 18H2N4WA. Wiadomości Hutnicze, nr 3, s. 74-82, 1980 r.

Określanie wielkości ziarna austenitu w stalach

Dr inż. MARIAN GLIWA

Instytut Mechaniki Precyzyjnej
Oddział w Rzeszowie

Na problem wielkości ziarna austenitu w stalach po raz pierwszy zwrócono uwagę, i to przypadkowo, w latach dwudziestych w jednej z firm amerykańskich. Przyczyniło się do tego występowanie miękkich plam po hartowaniu przedmiotów nawęglonych. Została wówczas opracowana przez McQuaida i Ehna [1] metoda eliminowania z dalszego przerobu tych wytopów stali, które wykazują skłonność do miękkich plam. Szczegółowe obserwacje i badania wykazały jednak, że objawy anormalności strukturalnej występują rzadko; znacznie częściej występuje między wytopami różnica w wielkości ziarna ujawnionego w warunkach próby McQuaida i Ehna. Z tego względu metodę tę (stosowaną dziś pod nazwą metody nawęglania) zaczęto stosować do określania wielkości zwanego w tym okresie „pierwotnego ziarna austenitu” wytopu w ramach kontroli odbiorczej. W tym celu w 1933 r. opracowano normę ASTM, która wprowadziła w życie skalę wzorców wielkości ziarna, ogólnie dziś przyjętą pod nazwą skali ASTM.

W latach trzydziestych w USA na problem wielkości ziarna austenitu zwracano zbyt dużą uwagę. Eliminowano z dalszego przerobu wszystkie te wyroby stali, które w warunkach próby McQuaida i Ehna wykazywały duże ziarno. Pociągnęło to za sobą konsekwencje ekonomiczne i zmusiło do szczegółowych badań, w wyniku których ustalono błędy metody i opracowano technologię otrzymywania stali drobnoziarnistych. Rezultatem tych badań było także opracowanie w 1949 r. nowej normy ASTM [2] ujmującej już i inne metody ujawniania ziarna austenitu.

W toku dalszych badań nad rozrostem ziarna austenitu opracowano czynniki wpływające na jego wielkość. Stopniowiło się do tego w dużym stopniu opracowanie przez Becheta i Beaujarda [3] metody wytrawiania granic ziarn byłego austenitu, ujawniającej faktycznie istniejące ziarno w stali.

Opracowanie metalurgicznych metod otrzymywania stali drobnoziarnistych, jak również możliwości regulowania ziarna przeróbką plastyczną i obróbką cieplną spowodowało stopniowe wycofywanie z warunków technicznych obowiązkowej kontroli wielkości ziarna. W aktualnych amerykańskich warunkach technicznych przewiduje się analityczne określanie zawartości Al metalicznego w stali. Jest to możliwe w przypadku dużej kultury produkcji i przerobu stali. Przestrzeżenie ściśle określonych warunków wytapiania stali i jej dalszej przeróbki gwarantuje otrzymanie w całym cyklu technologicznym wyrobów o żądanej wielkości ziarna.

W Europie w latach przedwojennych do problemu wielkości ziarna austenitu podchodzono z dużą rezerwą, zwłaszcza że znane były konsekwencje ekonomiczne w USA wynikające ze

zbyt pochopnie stawianych wymagań. Dopiero po wnikliwszym wyjaśnieniu zagadnienia do warunków technicznych wprowadzono kontrolę wielkości ziarna. Obecnie w Europie do zagadnienia wielkości ziarna austenitu przywiązuje się większą uwagę niż w USA.

W Polsce przedwojennej nie stosowano kontroli wielkości ziarna przy odbiorze stali, mimo że zagadnieniu temu poświęcono wiele prac badawczych. Dopiero po wojnie kontrolę tę wprowadzono do niektórych warunków technicznych, gdyż wiele maszyn i urządzeń buduje się na licencji radzieckiej, te zaś w wielu przypadkach przewidują stosowanie stali drobnoziarnistych. Obecnie kontrola wielkości ziarna obowiązuje tylko dla niektórych stali stopowych przeznaczonych na elementy silnie obciążone, głównie w przemyśle lotniczym. Występują tu jednak pewne niedomówienia dotyczące metodyki ujawniania ziarna i celowości jego określania. Na te dwa zagadnienia w niniejszym artykule zwrócono szczególną uwagę.

Wpływ metody na wielkość ujawnianego ziarna austenitu

Spośród metod ujawniania ziarna austenitu zaleczanych przez PN-66/H-04516, najczęściej stosowanymi metodami są: nawęglanie, wytrawianie granic ziarn austenitu i siatka tlenków.

Metoda nawęglania stosowana jest do stali podlegających nawęglaniu. W wyniku badań stwierdzono [4, 5], że metodą tą ujawniane jest ziarno większe niż istnieje w rzeczywistości. Dyfundujący do stali węgiel zmienia skład chemiczny stali i kinetykę rozrostu ziarna austenitu, a gazy z karburызatora dyfundujące do stali reagują dodatkowo z pierwiastkami rozpuszczonymi w metalu. Mimo tak istotnej wady metoda ta jest nadal stosowana, gdyż warunki jej przeprowadzenia bardziej odpowiadają warunkom następnej obróbki niż warunki innych metod. Przyjmuje się więc, że jeżeli w warunkach próby nawęglania ujawni się ziarno nie większe niż odpowiadające nr 5 skali ASTM, to stal jest drobnoziarnista.

W przypadku stali do ulepszenia cieplnego stosowanie metody nawęglania jest nieuzasadnione mimo że takie przypadki w praktyce występują. Ziarno tych stali można ujawniać metodą wytrawiania granic ziarn austenitu i metodą siatki tlenków.

Metoda wytrawiania granic ziarn byłego austenitu, polegająca na trawieniu granic martenzytu, bainitu lub sorbitu nasyconym roztworem kwasu pikrynowego z dodatkiem środków zwilżających jak Nekalina S lub powszechnie stosowane środki piorące (piyny FF, Tip-Top i in.), daje faktyczny obraz granic ziarn w danych warunkach obróbki cieplnej. Pewne trudności występują tylko przy wytrawianiu granic ziarn w stalach

o zwiększonej zawartości krzemu (30HGSA) i boru. W takich przypadkach dobre wyniki daje trawienie na gorąco w odczynniku z dodatkiem Nekaliny S.

Istnieją dwie odmiany metody siatki tlenków: pierwsza polega na austenitowaniu stali w piecu bez atmosfery ochronnej, a druga w atmosferze gazu obojętnego. Pierwsza, błędnie wskazująca wyniki, nie została ujęta w obowiązującej normie. Mimo to w wielu warunkach technicznych jest nadal obowiązująca, a przynajmniej stosowana w przypadku, gdy warunki przewidują metodę siatki tlenków bez dodatkowego sprecyzowania. Ujawnia ona wyraźnie drobniejsze ziarno austenitu niż faktycznie tworzy się w danych warunkach nagrzewania. Spowodowane jest to utrudnieniem rozrostu ziarna przez tworzące się już w pierwotnym okresie nagrzewania tlenków [6, 7]. Oprócz tego podczas nagrzewania może nastąpić odwęglenie i wówczas określane jest ziarno ferrytu a nie austenitu. To zjawisko występuje w przypadku stali 38HMJA [7].

Podczas austenitowania w atmosferze gazu obojętnego oddziaływanie tlenków na rozrost ziarna jest znacznie ograniczone, gdyż utlenianie następuje w końcowej fazie austenitowania. Fakt, że ziarno określane jest na powierzchni bezpośrednio stykającej się z atmosferą pieca, gdzie warunki energetyczne do rozrostu ziarna różnią się od warunków panujących wewnątrz sugeruje, że metoda ta ujawnia ziarno inne niż występujące w środku próbki.

W celu sprawdzenia dokładności ujawniania ziarna austenitu metodą siatki tlenków z austenitowaniem w atmosferze argonu, przeprowadzono badania na stalach 38HA, 12HN3A, 40HNMA i 13H2N4WA. Wypolerowane metalograficznie próbki austenitowano w czasie 1 h w temp. $850 \pm 1150^\circ\text{C}$ w piecu z atmosferą argonu i następnie chłodzono w oleju. Wyniki pomiaru wielkości ziarna na powierzchni (gdzie określa się ziarno metodą siatki tlenków) oraz w środku próbki przedstawiono na rys. W każdym przypadku ziarno ujawnione na powierzchni jest drobniejsze niż faktycznie występujące w środku próbki, a zatem w środku obrabianego cieplnie przedmiotu przy każdej temperaturze austenitowania. Należy zaznaczyć, że wykresy ujmują tylko średnią cięciwę ziarna, a zatem nie określają rozłożenia ziarna wg wielkości, tzn. nie wykazują wyraźnie początku jego rozrostu. Przy ocenie wizualnej stwierdzono zapoczątkowanie rozrostu ziarna wewnątrz próbki, podczas gdy na powierzchni ziarna były jednakowej wielkości.

Na podstawie przeprowadzonych badań stwierdzono, że ziarno określane na powierzchni próbki bezpośrednio stykającej się z atmosferą pieca jest zawsze drobniejsze niż wewnątrz próbki. Świadczy to o otrzymywaniu

błędnych wyników ujawniania ziarna metodą siatki tlenków z austenitowaniem w atmosferze argonu.

Celowość określania wielkości ziarna austenitu w stalach konstrukcyjnych

Ze względu na rozrost ziarna austenitu stale dzieli się umownie na drobno- i gruboziarniste. Podział ten nie jest uzależniony od wielkości ziarna faktycznie występującego w stali w określonej temperaturze, ale od sposobu jego rozrostu wraz ze wzrostem temperatury, gdyż w pewnych warunkach stal gruboziarnista może mieć drobniejsze ziarno niż stal drobnoziarnista. W stali drobnoziarnistej rozrost ziarna austenitu odbywa się selektywnie. Do pewnej stosunkowo wysokiej temperatury, tzw. temp. początku rozrostu ziarna austenitu, ziarno pozostaje praktycznie niezmienione, a po je przekroczeniu gwałtownie rośnie. Stale gruboziarniste cechuje cięgiły wzrost ziarna wraz ze wzrostem temperatury austenitowania. Cechą drobnoziarnistości nadaje się stali w

procesie jej wytapiania odtleniając ją ostatecznie określoną ilością mikrodotków Al, Ti, Zr, Nb i V, które to pierwiastki tworzą trudno rozpuszczalne azotki, węgliki lub węglikoazotki hamujące rozrost ziarna do stosunkowo wysokich temperatur.

Zaletami stali drobnoziarnistych w porównaniu ze stalami gruboziarnistymi jest przede wszystkim większa równomierność właściwości, korzystniejsze zachowanie się podczas obróbki cieplnej oraz lepsze właściwości mechaniczne.

Ze względu na małą wrażliwość na działanie wysokich temperatur i długi czas austenitowania, stale drobnoziarniste powinny być stosowane przede wszystkim na przedmioty podlegające nawęglaniu. Jest to wymagane obecnie, gdyż ze względów ekonomicznych dąży się do podwyższania temperatury nawęglania, aby zwiększyć grubość warstwy nawęglonej i skrócić czas procesu, jak również w przypadkach, gdy przedmioty nawęglane hartowane są bezpośrednio od temperatury nawęglania. W takich przypadkach stal powinna zachować drobne ziarno austenitu, a zatem jej temperatura początku rozrostu ziarna austenitu powinna być stosunkowo wysoka. Uniknie się wówczas kosztownej międzyoperacyjnej obróbki cieplnej mającej na celu dodatkowe rozdrobnienie ziarna wymaganego ze względu na ciągliwość w strefie rdzeniowej.

W przemyśle lotniczym do nawęglania i ulepszenia cieplnego powinny być stosowane stale drobnoziarniste. Staje się więc konieczna kontrola wielkości ziarna przy odbiorze stali i na wykonanych z nich półwyrobach, głównie odkuwkach. Spostrzeżenia z praktyki wskazują, że dostarczane obecnie przez hutnictwo stale budzą wiele zastrzeżeń pod względem wielkości ziarna. Z tego względu powinno być zalecane wprowadzenie do warunków odbioru stali przez użytkownika kontroli wielkości ziarna. Konieczne jest również sprawdzanie ziarna na odkuwkach, gdyż oprócz czynników metalurgicznych na wielkość ziarna wpływa istotnie przeróbka plastyczna i obróbka cieplna [8÷11]. Procesy te, przeprowadzone w nieodpowiednich warunkach, mogą przybliżyć stal wytopioną jako drobnoziarnistą do stali gruboziarnistej.

W praktyce obserwuje się często zbyt wygórowane wymagania pod względem wielkości ziarna. Przy odbiorze stali stosowanie jednopunktowej próby przegrzewności stali, polegającej na określaniu tzw. umownego ziarna austenitu (obowiązująca norma nie ujmuje tego pojęcia) jest w pełni uzasadnione, a w przypadku gotowych odkuwek jest niepotrzebne, bowiem umowne ziarno austenitu odróżnia stale drobnoziarniste od gruboziarnistych. W przypadku konkretnych odkuwek, o ściśle określonej następnej obróbce cieplnej, powinno być kontrolowane tylko ziarno rzeczywiste, czyli ziarno tworzące się w przepisanych warunkach obróbki cieplnej, a nie w warunkach, którym dana odkuwka nie będzie podlegała, a które wymagane są przy określaniu umownego ziarna austenitu.

W przypadku stali, której cechą drobnoziarnistości nadano mikrodotkiem aluminium, w kontroli odbior-

czej stali powinno być zalecane, oprócz określania wielkości ziarna, sprawdzenie także zawartości w niej Al metalicznego i azotu. Jest to o tyle pewniejsze, że zawartość Al metalicznego nie ulega w trakcie przeróbki żadnym zmianom, a zatem może jednoznacznie określić przynależność stali do grupy drobno- czy gruboziarnistych. W przypadku stwierdzenia wielkości ziarna niezgodnej z wymaganiami danego wytopu nie należy brakować, gdyż jest to stal drobnoziarnista, należy natomiast przez odpowiednią obróbkę cieplną przywrócić jej tę cechę.

Ze względu na istotny wpływ wstępnej obróbki cieplnej na wielkość ziarna austenitu konieczne jest, przy ustalaniu warunków dotyczących określania wielkości ziarna austenitu, a przede wszystkim w celu uzyskania porównywalnej opinii różnych placówek badawczych, ustalenie nie tylko warunków austenitowania, ale także rodzaju wstępnej obróbki cieplnej w celu zapewnienia określonego, optymalnego stanu początkowego stali.

Wnioski

● Ze względu na nieustabilizowaną jakość dostarczanych przez hutnictwo konstrukcyjnych stali stopowych przeznaczonych dla przemysłu lotniczego konieczne jest sprawdzenie wielkości ziarna austenitu przy ich odbiorze. Zalecane jest również określenie zawartości mikrodotków regulujących wielkość ziarna, a szczególnie zawartości Al metalicznego.

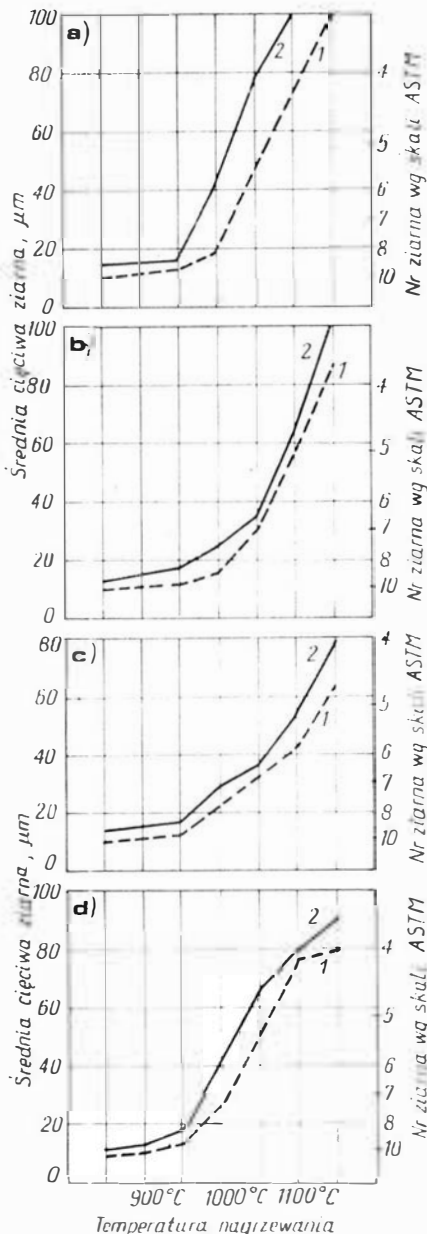
● Ponieważ metodą siatki tlenków ujawniane jest drobniejsze ziarno niż istnieje w rzeczywistości, metoda ta nie powinna być uwzględniana w warunkach technicznych. W przypadku stali przeznaczonych do nawęglania ziarno austenitu powinno być ujawniane metodą nawęglania, zaś w stalach do ulepszenia cieplnego — metodą wytrawiania granic ziarna austenitu.

● Sprawdzenie wielkości ziarna austenitu na odkuwkach jest uzasadnione, gdyż przeróbka plastyczna ma istotny wpływ na rozrost ziarna. Ziarnem określanym na odkuwkach powinno być jedynie ziarno rzeczywiste a nie umowne. Brakowanie odkuwek ze względu na wielkość umownego ziarna austenitu jest nieuzasadnione.

● Stosowanie stali drobnoziarnistych przez przemysł lotniczy jest wskazane. Znane są również czynniki metalurgiczne wpływające na wielkość ziarna. Wystarczy tylko zwiększyć kulturę produkcji i przerobu stali, a problem wielkości ziarna austenitu zmaleje do minimum.

LITERATURA

1. H. W. MCQUAID, E. W. EHN: Effect of Quality of Steel on Case — Carburizing Results. *Trans. Am. Inst. Mining Met. Engrs.* V. 67, s. 341-391, 1922 r.
2. American Society for Testing Materials: Tentative Methods of Impact Testing of Metallic Materials, ASTM Standards, part I, s. 1287-1301, 1949 r.
3. S. BECHET, L. BEAUJARD: Nouveau reactif pour la mise en evidence micrographique du grain austenitique des aciers tremps on trempes revenus. *Rev. de Metall.*, nr 10, s. 830-836, 1955 r.
4. S. ORZECZOWSKI: Przyczynek do zagadnienia miarodajnej oceny stali na podstawie próby McQuida. *Prace III*, t. 15, s. 13-19, 1963 r.



Rys. Zależność średniej ciężki ziarna badanych stali od temperatury austenitowania w atmosferze argonu: 1 — na powierzeni. 2 — wewnątrz próbek; a) stal 38HA, b) stal 12HN3A, c) stal 40HNMA, d) stal 18H2N4W1

Mgr ANDRZEJ MORGALA

Polskie wersje samolotu Hannover CLII

Wśród sprzętu lotniczego zdobytego na zaborcach w 1918 i 1919 r. znajdowały się również samoloty myśliwskie Hannover CLII produkowane w Niemczech przez Hanowerską Fabrykę Wagonów. Wg I spisu zdobyczy dokonanego w lutym 1919 r., w byłej Kongresówce i Małopolsce znajdowało się 15 samolotów tego typu. Kilka egzemplarzy zdobyto również w Wielkopolsce. Z późniejszych zapisów ewidencyjnych dokonanych w 1919 r. wynikało, że lotnictwo polskie używało 17 samolotów w wersji podstawowej CLII produkowanej przez macierzystą fabrykę w Hanowerze i w wersji licencyjnej CLIIa pochodzącej z wytwórni LFG Roland.

Samolot odznaczał się dobrymi właściwościami lotno-pilotażowymi, eksploatacyjnymi i wysokimi walorami bojowymi. Miał nowoczesną jak na owe czasy konstrukcję. Cechy te wyróżniały korzystnie Han CLII z innych samolotów tej klasy. Samolot był przeznaczony do eskortowania i osłony bombowców oraz do zwalczania myśliwców nieprzyjaciela. Był to dwumiejscowy samolot myśliwski, który można było również wykorzystać do rozpoznania i bombardowania przeciwnika. W czasie działań Han CLII spełniał funkcję wielozadaniowego samolotu bojowego, który mógł z powodzeniem wykonywać różnorodne zadania: wsparcie, osłona i rozpoznanie wojsk lądowych.

Kierownictwo utworzonych w listopadzie 1919 r. Centralnych Warsztatów Lotniczych, pragnąc zaspokoić potrzeby polskiego lotnictwa dotyczące sprzętu dla eskadr wywiadowczych, podjęło inicjatywę uruchomienia serii samolotów, które mogłyby stanowić podstawowe wyposażenie jednostek. Spośród używanych samolotów uznano Hannover CLII za najatrakcyjniejszy i odpowiedni do zadań stawianych samolotom tej klasy.

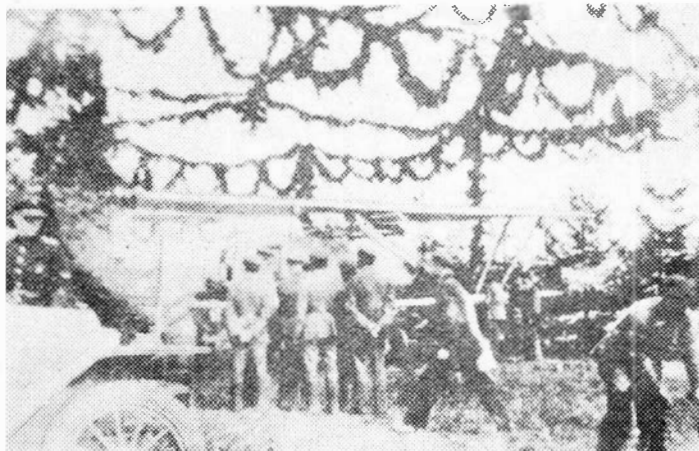
Dokonano pomiarów posiadanych płatowców i sporządzono rysunki warsztatowe. Prace konstrukcyjne prowadził kierownik CWL por. inż. Karol Słowik. Jego zastępcą był inż. Zdzisław Wilk. Płatowiec był w zasadzie odzworowaniem pierwowzoru z niewielkimi zmianami powodującymi m.in. różnice w wymiarach liniowych, powierzchni nośnej i masie własnej. Podstawową różnicę stanowił zespół napędowy. W samolocie zrekonstruowanym w CWL zastosowano nieco słabszy i lżejszy silnik Austro Daimler o mocy 118 kW (160 KM), znany w naszym lotnictwie z samolotów austro-węgierskich: Brandenburg CI i Lloyd CII. W biurze konstrukcyjnym CWL zaprojektowano również nowe łożo i osłonę silnika. Konstrukcja całego przodu samolotu była opracowana w CWL.

Lotnictwo wojskowe zamówiło serię 10 samolotów, przy czym pierwsza partia, budowana w warsztacie płatowcowym, składała się z trzech szt., którym nadano wojskowe numery ewidencyjne: 18.1, 18.2 i 18.3. Centralne Warsztaty Lotnicze zatrudniały dobrych fachowców i miały zapasy materiałów lotniczych odziedziczonych po istniejącej od 1916 r. w Warszawie niemieckiej wytwórni Reflia (Refliä Militärerkerstätten Albatros) specjalizującej się w seryjnej budowie samolotów Albatros BII.

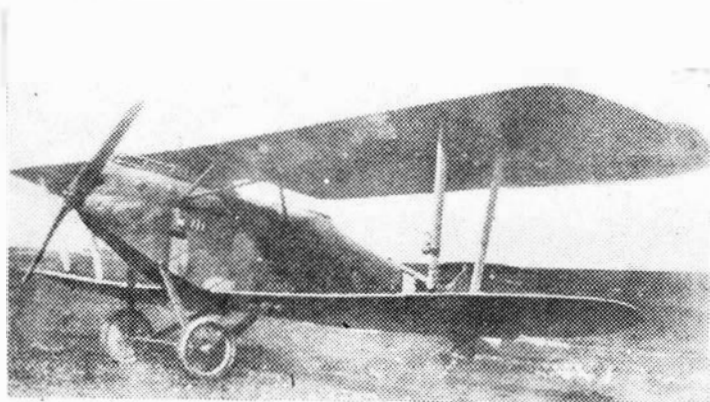
Z powodu braku urządzeń nie przeprowadzono prób wytrzymałości materiałów użytych do budowy płatowca z wyjątkiem próby wytrzymałości na zginanie drewna sosnowego. Nie wykonano także prób obciążenia statycznego całej konstrukcji. Samolot zbudowano stosunkowo szybko. Pierwszy lot wykonał w lipcu 1919 r. pilot doświadczalny CWL Bolesław Skraba. Prototyp był poprawny w locie, ale oblatywacz miał zastrzeżenia do wykonania warztatowego maszyny; zauważył bowiem w locie odkształcanie wykrzywowań z linek w komorze płatów i wiążące się z tym nienormalne drgania skrzydeł. Wg jego opinii latanie na tak niepewnym samolocie było dużym ryzykiem. Niemniej jednak loty były kontynuowane. Przeprowadzono nieskomplikowane ewolucje wchodzące w zakres prób zwrotności.

23.08.1919 r. podczas uroczystej wizytacji lotniska moko-towskiego przez Naczelnika Państwa i Naczelnego Wodza — Józefa Piłsudskiego pokazano samolot z bliska na ziemi, a następnie w locie. Załogę stanowili: konstruktor por. inż. Karol Słowik i ppor. pil. Kazimierz Jesionowski. W czasie lotu ze zniżaniem samolot rozpadł się w powietrzu i spadł na ziemię w odległości 150 m od zgromadzonych. Załoga zginęła. Wstrząs był ogromny. Generalicja w milczeniu opuściła lotnisko. Z resztek samolotu zabezpieczono linki usztywniające komorę płatów, okucia i węzły skrzydłowe. Podano je następnie badaniom, których dokonali inż. Arndt, Cywiński i Pęczalski. Ukończony egzemplarz nr 18.2 poddano próbie wytrzymałości statycznej przez stopniowe obciążanie skrzydeł workami z piaskiem. Przy niespełna dwukrotnym obciążeniu w stosunku do obciążenia obliczeniowego zostało zniszczone górne prawe okucie przy baldachimie. Uszkodzenie było podobne do uszkodzenia stwierdzonego na samolocie nr 18.1.

Przeprowadzono także wyliczenia kontrolne wytrzymałości komory płatów, które wykazały niską wytrzymałość tylnego dźwigara w dolnym płacie. Współczynnik obciążenia niszc-



Rys. 2. Prototyp CWL nr 18.1 podczas pokazu na lotnisku moko-towskim 23.08.1919 r.



Rys. 1. Oryginalny Hannover CLII na lotnisku w Krakowie, 1919 r.



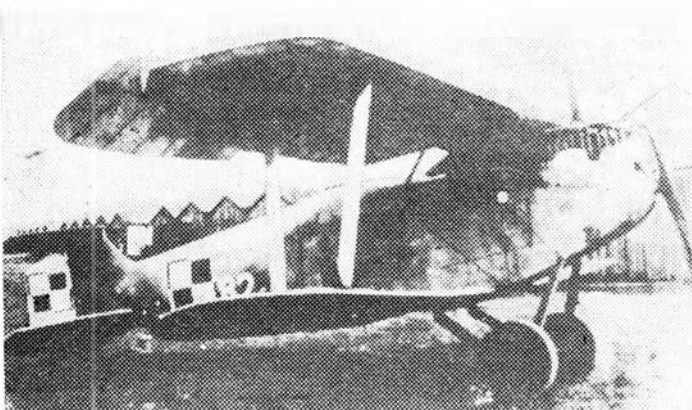
Rys. 3. CWL nr 18.1 w dniu katastrofy

czącego wynosił dla tego elementu $k \approx 2$ wobec wytrzymałości przedniego dźwigara $k = 12,2$, przy zakładanej wytrzymałości całego zespołu $k \leq 6$. Obliczenia wykonali inż. M. Pęczalski z biura konstrukcyjnego CWL i techn. lotn. J. Arkuszewski z Z. M. Plage i Łaskiewicz w Lublinie*).

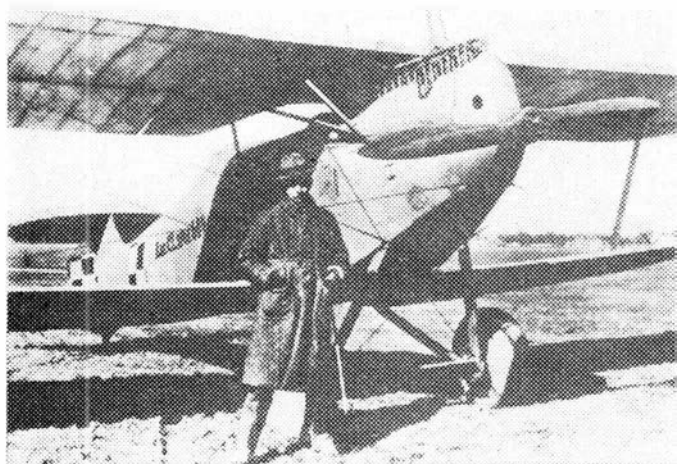
Na podstawie wspomnianych już obserwacji pilota doświadczalnego i spostrzeżeń innych osób oraz późniejszych badań stwierdzono również, że zastosowane linki usztywniające nie nadawały się do tego celu. Wraz ze zwiększaniem obciążenia wydłużały się, powodując utratę sztywności komory płatów. Niewystarczająca wytrzymałość oku i węzłów górnego płata oraz tylnego dźwigara dolnego płata, a także ciągliwe, odkształcające się linki usztywniające spowodowały naruszenie statyki konstrukcji i zniszczenie płatowca w locie. Zrezygnowano więc z budowy pozostałych samolotów CWL, których serią oznaczono symbolem 18.



Rys. 4. Han (Rol) CLIIa nr 8.2 z silnikiem Argus Opel o mocy 132 kW. Zdjęcie wykonano na lotnisku polowym w 1919 r.



Rys. 5. Han (Rol) CLIIa nr 8.2 z silnikiem Argus Opel o mocy 132 kW (180 KM) w wersji E, przebudowany w CWL w 1920 r.



Rys. 6. Han (Rol) CLIIaE nr 8.1E. Zdjęcie wykonano wiosną 1920 r.

W styczniu 1920 r. kierownikiem CWL został mjr pil. inż. Zdzisław Zych-Płodowski, który zaproponował modernizację samolotów Hannover CLII przez zastąpienie zużytych, słabych i zawodnych silników Argus Opel o mocy 132 kW (180 KM) mocniejszymi Benz o mocy 147 kW (200 KM), których niewielki zapas znajdował się w składach wojskowych. W pierwszej połowie 1920 r. poddano remontowi kilka samolotów Han (Rol) CLIIa dokonując również zamiany silników. Montaż silnika Benz nie był w tym przy-

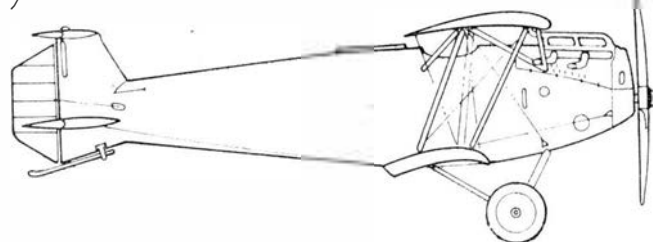
TABLICA. Znane samoloty Hannover CLII i ich wersje w lotnictwie polskim

Polski nr ewid.	Typ, wersja	Nr fabr.	Silnik		Uwagi
			typ	moc, kW (KM)	
8.1	CLIIa	684/18	Argus Opel	132 (180)	1919 r.
8.1E	CLIIaE	684/18	Benz	147 (200)	przebudowany w 1920 w CWL
8.2	CLIIa	683/18	Argus Opel	132 (180)	Lwów 1919 r.
8.2E	CLIIaE	683/18	Benz	147 (200)	przebudowany w 1920 r. w CWL
8.3	CLII	13153/17	Argus Opel	132 (180)	Lwów 1919 r.
8.4	CLII	...	Argus Opel	132 (180)	Kraków 1919 r.
8.6	CLIIa	686/18	Argus Opel	132 (180)	Przemysł 1920 r.
8.7	CLIIa	688/18	Argus Opel	132 (180)	Przemysł 1920 r.
8.8	CLII	...	Argus Opel	132 (180)	1919/1920 r.
...	CLII	13107/17	Argus Opel	132 (180)	Przemysł 1920 r.
...	CLII	218/...	Argus Opel	132 (180)	montaż — Ławica 1919 r., usterzenie jak Han CLIII
8.12	CLII	...	Argus Opel	132 (180)	Kraków 1919 r.
8.17	CLIIa	680/18	Argus Opel	132 (180)	1919 r.
8.17E	CLIIaE	680/18	Benz	147 (200)	przebudowany w 1920 w CWL
18.1	CWL	001/19	Austro-Daimler	118 (160)	prototyp, polska adaptacja Han CLII
18.2	CWL	002/19	Austro-Daimler	118 (160)	drugi egz. wzięty do próby statycznej
18.3	CWL	003/19	—	—	trzeci egz. nie ukończony, budowę przerwano

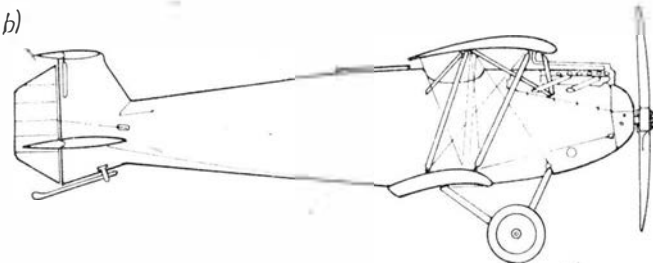
Uwaga: ponadto znane są cztery polskie Han CLII o niezidentyfikowanych numerach fabrycznych i bez polskich numerów ewidencyjnych. ... brak danych

padku zbyt skomplikowany. Wymagał jedynie dokonania niewielkich zmian w instalacjach i łożu. Osłony pozostawiono nie zmienione. Silnik Benz miał jednak inną kon-

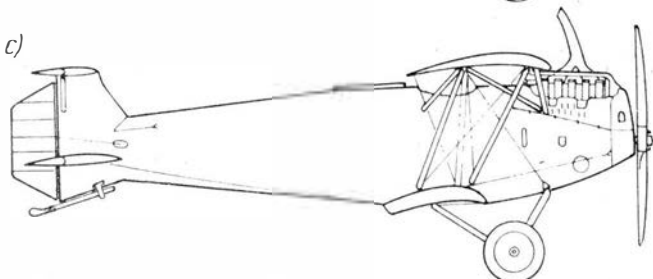
a)



b)



c)



Rys. 7. Han CLII i jego polskie wersje: a) Hannover CLII z silnikiem Argus Opel o mocy 132 kW (180 KM), b) CWL nr 18.1 (Słowik) z silnikiem Austro Daimler o mocy 118 kW (160 KM), c) Hannover CLIIa (Roland) przebudowany w CWL w 1920 r. Silnik Benz o mocy 147 kW (200 KM)

strukcję i większe wymiary, wystawał więc do góry zasłaniając pilotowi widok do przodu. Ponadto rura wydechowa od kolektora sterzała wysoko nad baldachimem, co było również pewnym utrudnieniem dla załogi.

Nowa wersja, oznaczona literą E, cieszyła się mimo wszystko wśród pilotów większą popularnością niż oryginalne Hannover CLII i CLIIa. Dokładna liczba samolotów tej wersji nie jest znana. Wiadomo jedynie, że były trzy samoloty E o numerach: 8.1E (684/18), 8.2E (683/18) i 8.17E (680/18). Wysłuzone płatowce służyły jednak stosunkowo krótko. Skasowano je na początku lat dwudziestych w okresie unifikacji sprzętu, kolejnych redukcji i reorganizacji lotnictwa wojskowego. Niemniej jednak zarówno prototyp CWL nr 18.1, jak i CWL wersja E stanowiły jeden z podstawowych przejawów rodzącej się polskiej myśli konstrukcyjnej, która w niedługim czasie zabyła efektownymi rozwiązaniami sławiącymi do dzisiaj polskich konstruktorów lotniczych.

*) „Szemat sprawozdania z obliczenia płatowca Hannover (Roland) CLII” — inż. M. Pęczalski, biuro konstrukcyjne CWL Warszawa, 6.02.1920 r. oraz techn. lotn. J. Arkuszewski, Lublin, 23.03.1920 r. Rękopis stron 19, rysunków 18. Napis na okładce „CWL Słowik”.

DANE TECHNICZNE

	Hannover CLII	CWL nr 18.1	CWL E
Rozpiętość	11,95	11,90	11,95 m
Długość	7,80	7,80	7,80 m
Wysokość	2,75	2,75	2,75 m
Pow. nośna płata górnego	20,02	19,62	20,02 m ²
Pow. nośna płata dolnego	12,34	12,48	12,34 m ²
Pow. nośna całk.	32,36	32,10	32,36 m ²
Masa własna	773	805	... kg
Masa użyteczna	360	295	... kg
Masa całkowita	1133	1100	1150 kg
Prędkość maks.	170	165	178 km/h
Prędkość min.	72	70	75 km/h
Pułap	7200	7000	7500 m
Zasięg	450	400	450 km

... brak danych.

CONTENTS

MORAWSKI J. M., SMOLICZ T.: Wind-shear; its effect on an airplane, means to reduce the hazard (I). TLiA, vol. XXXVII, 1982, No. 1, p. 5.

The phenomena of wind-shear, its effect on an airplane, and the pilotage (software) and technical (hardware) means available at present to reduce the hazard, have been discussed.

KANIA W.: Interceptors in aviation. TLiA, vol. XXXVII, 1982, No. 1, p. 7.

Application of interceptor in lateral control of airplanes and modern interceptor systems for light aircraft have been described.

ZIEBORAK J.: Influence of pilotage and agricultural technique factors on the scope of use of an ag-plane. TLiA, vol. XXXVII, 1982, No. 1, p. 10.

The paper presents methods to pilot an airplane during its working flight over a field, the achieved accuracy in altitude and path as well as influence of deviations on quality of the agricultural operation.

JAWORSKI E.: Analysis of the course of gas-dynamic parameters and power of a helicopter turbine engine during acceleration. TLiA, vol. XXXVII, 1982, No. 1, p. 13.

Based on results of mathematical modelling of transient in the GTD-350 engine, the courses of gas-dynamic parameters of this engine during acceleration have been presented. These parameters include: speed of the compressor and driving turbine, compression and intensity of air flow, margin of stable compressor operation, temperature upstream the turbine, excess air number, expansion at the compressor turbine and the main turbines as well as engine power. Influence of phenomena connected with transient flow, i.e. inertia of the operating medium, power storage and heat storage, upon transient processes have been discussed as well.

ZWIERYŃSKI J.: Chaos or order in the air traffic? TLiA, vol. XXXVII, 1982, No. 1, p. 26.

During the conference of the Air Traffic Controllers Association, held in London from 22 to 24 Oct. 1980, the problems concerning the world air traffic were discussed. This paper presents opinions of some participants of that conference, who define the difficult situation in the world air traffic most pertinently.

OSTAPKOWICZ M.: Destruction of oil during its use in aircraft turbine engines. TLiA, vol. XXXVII, 1982, No. 1, p. 29.

The design of bearing arrangement in the single-shaft engine of working designation "31" and that in the "37F" double-shaft engine have been compared in this paper. The mechanism to develop the destruction of oil, as well as the effect of this destruction on lubrication conditions in an engine, have been described. It has been found that the destruction of oil does not simply spell necessity to stop the use of the engine unless this is accompanied by intensified wear of rubbing parts.

dozakończenie na s. 3

ZUSAMMENFASSUNG

MORAWSKI J. M., SMOLICZ T.: Der Windsprung und seine Einwirkung auf die Flugzeuge sowie Mittel zur Gefahrenerminderung (I). TLiA, XXXVII Jhrg., 1982, H. 1, S. 5.

Im Beitrag werden die Vorgänge des Windsprungs, seine Einwirkung auf das Flugzeug sowie die zeitgemäss zur Verfügung stehenden Flugführungsmittel software und technische hardware, die zur Gefahreneinschränkung beitragen, beilanded.

KANIA W.: Interceptoren in der Luftfahrt. TLiA, XXXVII Jhrg., 1982, H. 1, S. 7.

Die Erörterung umfasst die Anwendung der Inceptoren bei der Flugzeugsteuerung sowie die neuzzeitlichen Systeme von Inceptoren für leichte Flugzeuge.

ZIEBORAK J.: Einfluss der agro- und steuerungstechnischen Faktoren auf den Anwendungsbereich des Agrarflugzeuges. TLiA, XXXVII Jhrg., 1982, H. 1, S. 10.

In dem Beitrag werden die Führungsmethoden des Flugzeuges bei einem Arbeitsflug über dem Feld, die hinsichtlich der Höhe und der Weglinie erzielte Genauigkeit sowie der Einfluss der Toleranzen auf die Qualität der Agraroperation dargestellt.

JAWORSKI E.: Analyse des Verlaufes der gasodynamischen Kennwerte und der Leistung eines Hubschrauber-Turbinenmotors während der Beschleunigung. TLiA, XXXVII Jhrg., 1982, H. 1, S. 13.

Gestützt auf die Ergebnisse eines mathematischen Modellierens von Einschwingvorgängen des Motors GTD-350 wird der Verlauf der gasodynamischen Motor Kennwerte darunter der Drehzahl des Verdichters und der Antriebsturbine, des Verdichtungsverhältnisses und der Luftdurchsatzmenge, des statischen Betriebsvorrats des Verdichters, der Temperatur vor der Turbine, des Luftüberschussfaktors, der Expansion der Verdichterturbinen und der Turbinen sowie der Motorleistung während der Beschleunigung dargestellt. Dabei wird der Einfluss der Vorgänge, die mit der instationären Strömung verbunden sind — das Beharrungsvermögen des Arbeitsstoffes, der Massen- und Wärmeakkumulation auf die Einschwingvorgänge erörtert.

ZWIERYŃSKI J.: Chaos oder Ordnung im Luftverkehr. TLiA, XXXVII Jhrg., 1982, H. 1, S. 26.

Die Versammlung des Fluglotsen-Verbandes (London 22-24.10.1980) befasste sich mit den Problemen des Weltluftverkehrs. Es werden Standpunkte einiger Teilnehmer dieser Versammlung geschildert, die die schwere Situation im Luftverkehr auf der Welt wiedergegeben haben.

OSTAPKOWICZ M.: Öldestruktion während des Betriebes in Flugturbinenmotoren. TLiA, XXXVII Jhrg., 1982, H. 1, S. 29.

In dem Beitrag werden die Koinstruktionen der Lagerknoten des einwelligen, konventionell als 31 bezeichneten Motor; und des doppelwelligen Motors 37F verglichen. Es wird der Entstehungsmechanismus der Öldestruktion und ihr Einfluss auf die Schmierbedingungen des Motors erörtert. Gleichzeitig wird festgestellt, dass die Öldestruktion, wenn sie nicht einen vergrößerten Verschleiss der reibenden Teile hervorruft, noch keinesfalls den Betriebsausfall des Motors bedeutet.

СОДЕРЖАНИЯ

МОРАВСКИ Е. М., СМОЛИЧ Т.: Внезапное изменение скорости ветра-действие на самолет, средства, снижающие опасность (I часть) TLiA, T. 37, 1982 г. № 1, стр. 5.

В статье описано явление внезапного изменения скорости ветра, его влияние на самолет и доступные меры в области пилотирования самолета, а также технические устройства ограничивающие опасность.

КАНЯ В. Интерцепторы в авиации. TLiA, T. 37, 1982 г. № 1, стр. 7.

Описано применение интерцепторов в поперечном управлении самолетов и современные системы интерцепторов для легких самолетов.

ЗЕМБОРАК Е. Влияние факторов относящихся к пилотированию самолета и агротехническим характеристикам на диапазон применения сельскохозяйственного самолета. TLiA, T. 37, 1982 г. № 1 стр. 10.

В статье описываются способы ведения самолета во время рабочего полета над участком, достигаемую точность по высоте и линии пути, а также влияние отклонения на качество выполнения сельскохозяйственных работ.

ЯВОРСКИ Э.: Анализ изменения газодинамических параметров и мощности газотурбинного двигателя во время разгона. TLiA, T. 37, 1982 г. № 1, стр. 13.

Опираясь на результаты математического моделирования переходных процессов двигателя 1ТД-350 автор представляет изменение во время разгона газодинамических параметров двигателя — оборотов компрессора и рабочих турбины, степени сжатия и расхода воздуха, запаса устойчивой работы компрессора, температуры перед турбиной, коэффициента избытка воздуха, падения давления на турбинах, а также мощности двигателя. Описано также влияние инерции рабочего газа, аккумуляции массы и тепла на переходные процессы двигателя.

ЗВЕЖИНСКИ Е.: Хаос или порядок в воздушном движении. TLiA, T. 37, 1982 г. № 1, стр. 26.

Заседание общества работников служб управления воздушным движением (Лондон, 22-24 октября 1980 г.) обсуждало вопросы мирового воздушного движения.

Автор представляет взгляды некоторых участников, наиболее точно определяющих трудную обстановку в области воздушного движения в мире.

ОСТАПКОВИЧ М.: Разрушение масла во время его работы в авиационных газотурбинных двигателях. TLiA, T. 37, 1982 г. № 1, стр. 29.

В статье сравнивается конструкция подшипниковых узлов одновального двигателя с условным обозначением 31 и двухвального двигателя с обозначением 37Ф. Описывается механизм разрушения масла и влияние разрушения на условия смазки двигателя. Устанавливается, что разрушение масла не обозначает еще необходимости снять двигатель с эксплуатации, если при этом не наблюдается повышенный износ трущихся элементов.

Adres dla korespondencji:

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

Siedziba Redakcji:

Warszawa, ul. Chopina 5^B m. 4

Tel. 28-64-64

Wydawca

WYDAWNICTWO CZASOPISM I KSIĄŻEK TECHNICZNYCH
SIGMA Przedsiębiorstwo Naczelnej Organizacji Technicznej

SPIS TREŚCI

Polskie skrzydła — w służbie krajowi	
Problemy rozwoju techniki lotniczej	
Z KRAJU, ZE ŚWIATA	
STATYSTYKA LOTNICZA: Produkcja samolotów lekkich w USA w 1980 r.; Wyniki finansowe działalności amerykańskich przedsiębiorstw lotniczych w 1980 r.	
J. M. Morawski, T. Smolicz: Uskok wiatru — działanie na samolot, środki zmniejszające zagrożenie *) (I)	5
W. Kania: Interceptory w lotnictwie	7
PROTOTYPY: IAR-827A — Rumunia	9
J. Ziemborak: Wpływ czynników pilotażowych i agrotechnicznych na zakres użytkowania samolotu rolniczego	10
E. Jaworski: Analiza przebiegu parametrów gazodynamicznych i mocy turbiny silnika śmigłowego podczas przyspieszania	13
PROJEKTY: Aeritalia (Macchi) Embraer AMX — Włochy/Brazylia	17
Prof. dr inż. Franciszek Misztal (1961÷1981) (LUDZIE POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	18
KARTOTEKA TLiA: Hawker Siddeley AEW Nimrod	19
Mitsubishi FS T-2 Kai (F-1) — Japonia	21
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Francuskie nazwy sprzętu lotniczego	23
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Międzynarodowe normy zgodności do lotów śmigłowych powietrznych. Aneks 8 do Konwencji o Międzynarodowym Lotnictwie Cywilnym (II)	24
J. Zwierzyński: Chaos czy porządek w ruchu lotniczym?	26
M. Ostapkowicz: Destrukcja oleju podczas użytkowania w lotniczych silnikach turbinowych	29
M. Orkisz, R. Prociak, S. Szczeciński: Czynniki dynamiczne w procesie napędzania cylindrów silnika tłokowego	32
M. Gliwa: Określanie wielkości ziarna austenitu w stalach	35
A. Morgała: Polskie wersje samolotu Hannover CLII. Z DZIEJOW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ	37
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK	III okt.
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	III okt.
Na okładce: Samoloty PZL 19 — rys. K. Cieślak	

MORAWSKI J. M., SMOLICZ T.: Uskok wiatru — działanie na samolot, środki zmniejszające zagrożenie (I). TLiA, t. XXXVII, 1982, nr 1, s. 5

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

KANIA W.: Interceptory w lotnictwie. TLiA, t. XXXVII, 1982, nr 1, s. 7

Opisano zastosowanie interceptorów w sterowaniu poprzecznym samolotów oraz nowoczesne układy interceptorów dla samolotów lekkich.

ZIĘBORAK J.: Wpływ czynników pilotażowych i agrotechnicznych na zakres użytkowania samolotu rolniczego. TLiA, t. XXXVII, 1982, nr 1, s. 10

W artykule przedstawiono sposoby prowadzenia samolotu podczas lotu roboczego nad polem, dokładność osiąganą w zakresie wysokości i linii drogi oraz wpływ odchyłek na jakość zabiegu rolniczego.

JAWORSKI E.: Analiza przebiegu parametrów gazodynamicznych i mocy turbiny silnika śmigłowego podczas przyspieszania. TLiA, t. XXXVII, 1982, nr 1, s. 13

Opierając się na wynikach matematycznego modelowania procesów przejściowych silnika GTD-350 przedstawiono przebiegi parametrów gazodynamicznych silnika podczas przyspieszania — prędkości obrotowych sprężarki i turbiny napędowej, sprężu i natężenia przepływu powietrza, zapasu statecznej płacy sprężarki, temperatury przed turbiną, współczynnika nadmiaru powietrza, rozprężów turbiny sprężarki i turbin — i mocy silnika. Omówiono przy tym wpływ na procesy przejściowe zjawisk związanych z przepływem nieustalonym — bezwładności czynnika roboczego, akumulacji masy i akumulacji ciepła.

ZWIERZYŃSKI J.: Chaos czy porządek w ruchu lotniczym? TLiA, t. XXXVII, 1982, nr 1, s. 26

Zgromadzenie Stowarzyszenia Kontrolerów Ruchu (London 22÷24.10.1980 r.) omawiało problemy dotyczące światowego ruchu lotniczego. Artykuł przedstawia poglądy niektórych uczestników tego zgromadzenia oddających najtrafniej trudną sytuację w ruchu lotniczym na świecie.

OSTAPKOWICZ M.: Destrukcja oleju podczas użytkowania w lotniczych silnikach turbinowych. TLiA, t. XXXVII, 1982, nr 1, s. 29

W artykule porównano konstrukcje węzłów łożyskowych silnika jednolotowego o umownym oznaczeniu 31 i silnika dwulotowego o oznaczeniu 37F. Opisano mechanizm powstawania destrukcji oleju i jej wpływ na warunki smarowania silnika. Stwierdzono, że destrukcja oleju nie oznacza jeszcze konieczności wycofania silnika z eksploatacji, jeżeli nie towarzyszy jej wzmożone zużycie części trących.

ORKISZ M., PROCIAK R., SZCZECIŃSKI S.: Czynniki dynamiczne w procesie napędzania cylindrów silnika tłokowego. TLiA, t. XXXVII, 1982, nr 1, s. 32

Przedstawiono próbę teoretycznego rozwiązania przebiegu zmian ciśnienia w kanale dolotowym bezpośrednio przed zaworem i jego wpływ na wartość ciśnienia w cylindrze silnika. Rozwiązanie uwzględnia bezwładność strumienia powietrza (mieszanki) w kanale dolotowym uzależnioną od chwilowego położenia kątownego wału korbowego silnika.

GLIWA M.: Określanie wielkości ziarna austenitu w stalach. TLiA, t. XXXVII, 1982, nr 1, s. 35

Omówiono problem określania ziarna austenitu w stalach konstrukcyjnych. Wykazano błędy ujawniania ziarna metodą siatek tlenków z zastosowaniem austenitowania w atmosferze argonu. Zwrócono uwagę na nieścisłości w metodyce ujawniania ziarna w odkawkach lotniczych.

MORGAŁA A.: Polskie wersje samolotów Hannover CLII. TLiA, t. XXXVII, 1982, nr 1, s. 37

Przedstawiono dzieje budowy samolotu CLII zbudowanego przez inż. K. Słowika w 1919 r. w Centralnych Warsztatach Lotniczych w Warszawie oraz odmiany CLH opracowanej przez inż. Z. Zych-Płodowskiego w 1920 r.

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

Redaktor naczelny:
mgr inż. Andrzej Glass

Sekretarz Redakcji:
Emilia Łazarewicz

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

Rada programowa:
mgr inż. W. Błaszczak, mgr inż. Z. Girulski, mgr inż. A. Glass, dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. J. Grzegorzewski, mgr inż. F. Gwiździński, dr inż. B. Jancelewicz, mgr inż. E. Kołodziński, doc. dr inż. T. Kostka, mgr inż. J. Kowalczyk, dr inż. A. Kowalski, mgr inż. T. Królikiewicz (przewodniczący), mgr inż. K. Kunachowicz, doc. dr inż. J. Lamparski, mgr inż. M. Mikluszka, mgr inż. A. Mistorek, mgr inż. Z. Olszański, mgr inż. E. Pujszo, mgr inż. Z. Stankiewicz, mgr inż. S. Trębacz, inż. R. Woliński, mgr inż. M. Zawadzki

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakład nr 1. W-wa. Zam. 1210-1300-81. Nakład 6000 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 70 g. L-111.

Cena pojedynczego egz. zł 50.—

Prenumerata roczna zł 600.—

INDEKS 37909



Spotkanie w Sejmie

Nadzwyczajny Walny Zjazd Delegatów SIMP zobowiązał władze Stowarzyszenia do podjęcia współpracy z posłami na Sejm, członkami SIMP. W czerwcu br. kol. kol. J. Kaczmarek i K. Wawrzyniak omówili z posłami m.in. następujące zagadnienia:

- specjalizacja zawodowa inżynierów i związane z tym dodatki,
 - warunki socjalno-bytowe kadry inżynieryjno-technicznej, ze szczególnym uwzględnieniem warunków pracy i plac młodej kadry technicznej,
 - konieczność nowelizacji Uchwały nr 180 Rady Ministrów przez wprowadzenie do niej przepisów usuwających przeszkody w funkcjonowaniu stowarzyszeń naukowo-technicznych,
 - sporządzone przez sekcje naukowo-techniczne Stowarzyszenia raporty i memoriały (np. o stanie branży: napędy i sterowanie hydrauliczne),
 - wnioski i założenia dot. postępu technicznego i systemu jego finansowania.
- W czasie spotkania dokonano wyboru dziekana zespołu posłów-SIMP-owców. Został nim kol. Tadeusz W. Młyńczak.

Postulaty Nadzwyczajnego Walnego Zjazdu Delegatów SIMP

Przytaczamy kilka ważnych postulatów programowych zgłoszonych w Uchwale Nadzwyczajnego Walnego Zjazdu Delegatów SIMP:

- Analizować i oceniać pracę oraz postępowanie inżynierów i techników na wszystkich szczeblach, aby przeciwdziałać obniżaniu rangi zawodu oraz naruszaniu norm etyki zawodowej. Podjąć akcję — przez odpowiednie organa SIMP — oczyszczania szeregów Stowarzyszenia z członków, którzy przez ewidentne błędy w działaniu inżynierskim i wynikające stąd decyzje doprowadzili do znacznych strat gospodarczych. Ocenić na bieżąco postawy członków SIMP. (Program dla kół SIMP).
- Uczynić sekcje naukowo-techniczne SIMP odpowiedzialnymi za prawidłową rea-

lizację przez nasze Stowarzyszenie funkcji eksperta. Wprowadzić zasadę dokonywania przez sekcje naukowo-techniczne SIMP krytycznych analiz i opinii dot. rozwoju dziedzin leżących w zakresie ich specjalności na tle gospodarki narodowej na wszystkich szczeblach, tzn. wytwórcy i użytkownika oraz branża i rząd, jako wyraz niezależnego od administracji głosu opinii publicznej. Inicjować przedstawianie własnych koncepcji i postulatów w przypadkach odmiennego poglądu środowiska na kierunki rozwoju danej dziedziny techniki. Domagać się uzasadnień negatywnych odpowiedzi na wnioski i raporty SIMP skierowane do władz gospodarczych. (Program dla sekcji).

— Należy dążyć do przejęcia przez Stowarzyszenie całej procedury przyznawania tytułów specjalisty. Należy opracować krytyczną analizę dotychczasowej procedury uzyskiwania stopni specjalizacji zawodowej z uwzględnieniem celów jej zdobywania. Należy upowszechnić kryteria przyznawania specjalizacji, wykazy kursów, tryb postępowania itd. (Program dla ZG SIMP).

— Kontynuować proces decentralizacji zarządzania i dysponowania środkami ogniw Stowarzyszenia wszystkich szczebli. Uprościć administrację, ograniczyć sprawozdawczość i dokumentację, szczególnie w działalności agend. (Program dla ZG SIMP).

Największe koła naukowo-techniczne

Największe w kraju koła zakładowe SIMP (1000–2000 członków) — to koła lotnicze w Wytwórniach Sprzętu Komunikacyjnego PZL w Mielcu i w Rzeszowie.

Nowa sekcja naukowo-techniczna

Powstała nowa sekcja SIMP: Sterowanie i Napęd Hydrauliczny. Sekcja, z którą współpracują lotnicy z zakładu PZL-Hydral we Wrocławiu, opracowała i przekazała władzom „Informację o stanie branży”. Zagadnienie to było przez członków Prezydium Zarządu Głównego SIMP omówione podczas spotkania z posłami.

Wywiad z prezesem SIMP

W sierpniu br., na łamach *Zycia Warszawy*, ukazał się wywiad przeprowadzony z prof. dr. Janem Kaczmakiem przez red. T. Podwysockiego nt. działalności Stowarzyszenia. Rozmowa dotyczyła ustosunkowania się inżynierów i techników mechaników polskich do odnowy w kraju, reformy gospodarczej, zagadnień importowych i kooperacyjnych, oszczędności i innowacji technicznych, wreszcie humanizacji pracy.

Przygotowania do Kongresu Techników Polskich

Rada Główna NOT 15 września br. omówiła stan przygotowania federacji do VIII KTP. Wyszukiwano propozycje, aby delegaci na Kongres w listopadzie br. przedyskutowali merytoryczne tezy, przygotowane przez zespoły problemowe Kongresu.

Przyjęto następujący podział na zespoły problemowe:

- Gospodarka żywnościowa i wyżywienie narodu,
- Energia, paliwa, surowce,
- Wykorzystanie polskiej myśli technicznej i kadry technicznych,
- Poszukiwanie optymalnej struktury gospodarczej i perspektywiczne przeobrażenie gospodarki narodowej,
- Budownictwo,
- Ochrona środowiska.

Informacje o Rydzynie

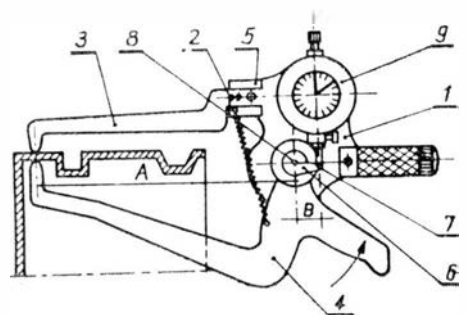
W Domu Pracy Twórczej w Rydzynie oddano ostatnio do użytku: salę balową, salę audiowizualną oraz trzy polkoje klubowe. Zakończono również prace w części hotelowej na III piętrze oraz częściowo uporządkowano park.

W br. zorganizowano dwa 2-tygodniowe turnusy czasowe, w cenie 3100 zł dla SIMP-owca i 3400 zł dla członka rodziny.

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Mielec zgłosiła do opatentowania następujące wynalazki lotnicze:

● Przyrząd pomiarowy do mierzenia ścianek, zwłaszcza przedmiotów o skomplikowanych przekrojach (autorzy: L. Skrzyniarz, M. Bożek, Z. Godziejewicz).

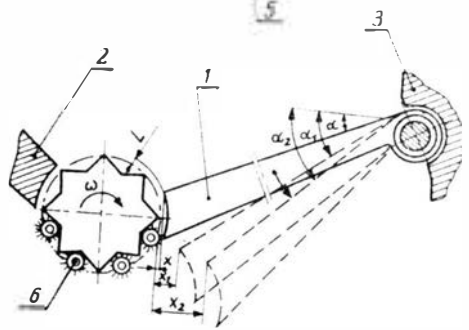
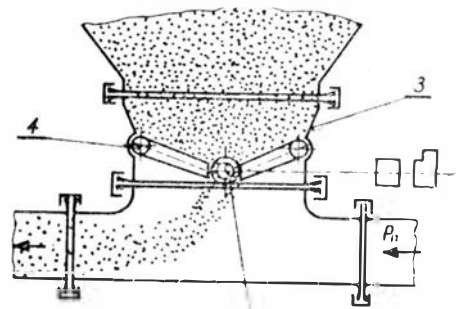


Przyrząd pomiarowy wg wynalazku ma ramię wymienne 3 pomiarowe sztywno połączone śrubami 2 z korpusem 1 w prowadnicy 5 oraz ramię 4 wychylne, zablokowane w osi obrotu 8 korpusu 1 z krzywką 6, tworzącą przekładnię pomiarową A do B w zestyku z nóżką 7 czujnika 9.

Skrót opisu wynalazku, chronionego trzema zastrzeżeniami, opublikowano w BUP nr 4/1980 r., w klasie G01 B, pod nr P.214420 T.

● Agrolotniczy dozownik zabierakowy materiałów sypkich (autorzy: T. Małyż,

W. Błaszczak, W. Iwaszczenko, Z. Sześciński, J. Kuroń).



Dozownik ma obrotowy zabierak 5, umieszczony między płaszczynami czołowymi kłapek 4 i 1 a ścianką 2, wzdłuż całej długości dozownika 3. Zabierak ma kształt walca z wgłębieniami, tworzącymi przy-

najmniej trzy wierzchołki, pod które, w celu intensywnego przemieszczania materiałów sypkich, doprowadzone jest powietrze sprężone dyszami 6.

Wynalazek, chroniony trzema zastrzeżeniami, opisany jest w BUP nr 6/1980 r., w klasie B64 D, pod nr P.214652 T.

● Dowództwo Wojsk Lotniczych zgłosiło do opatentowania wynalazek pn. Sposób tłumienia wiru w swobodnym strumieniu wlotowym turbinowego silnika odrzutowego (autor T. Gajewski). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie zabezpieczenia turbinowych silników odrzutowych przed możliwością zasysania unoszonych ciał stałych z podłoża podczas pracy silników odrzutowych zarówno na postoju, jak i w ruchu bez pogarszania jego charakterystyk.

Sposób wg wynalazku polega na umieszczeniu kratownicy o grubości co najmniej 20 mm o oczkach kwadratowych lub prostokątnych w przestrzeni między dolną krawędzią wlotu powietrza do silnika a podłożem, równoległe do osi podłużnej wlotu. Stosunek powierzchni kratownicy do powierzchni wlotu powinien być nie mniejszy niż 3:2. Środek geometryczny kratownicy powinien znajdować się na osi pionowej wlotu.

Skrót opisu wynalazku, chronionego jednym zastrzeżeniem, opublikowano w BUP nr 6/1980 r., w klasie F02 K, pod nr P.213356 T.

Samoloty francuskie w lotnictwie polskim



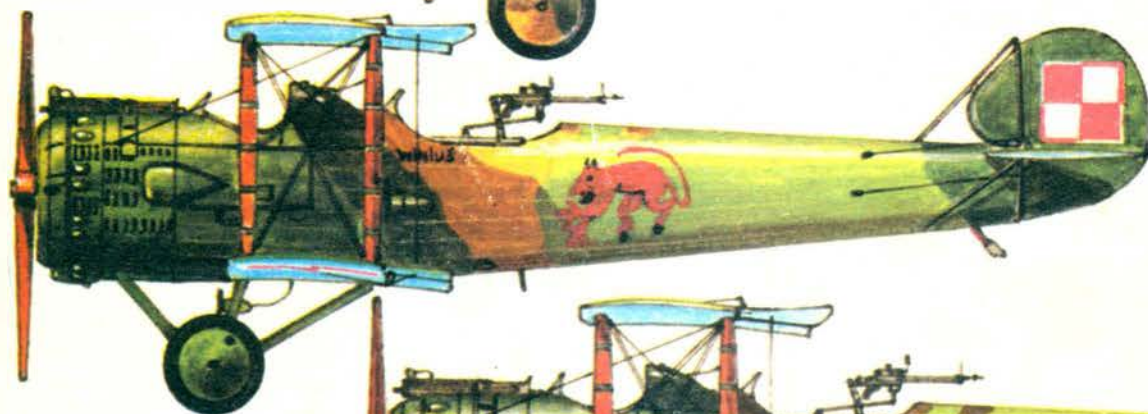
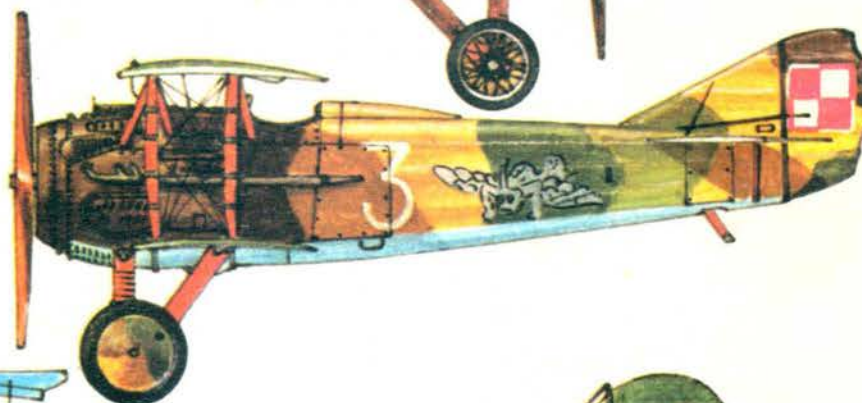
NIEUPOINT 83 E

NIEUPOINT 83 E



SPAD VII
(SPAD 7 C 1)

SPAD XIII
(SPAD 13 C 1)



SALMSON 2 A 2

SALMSON 2 A 2

