

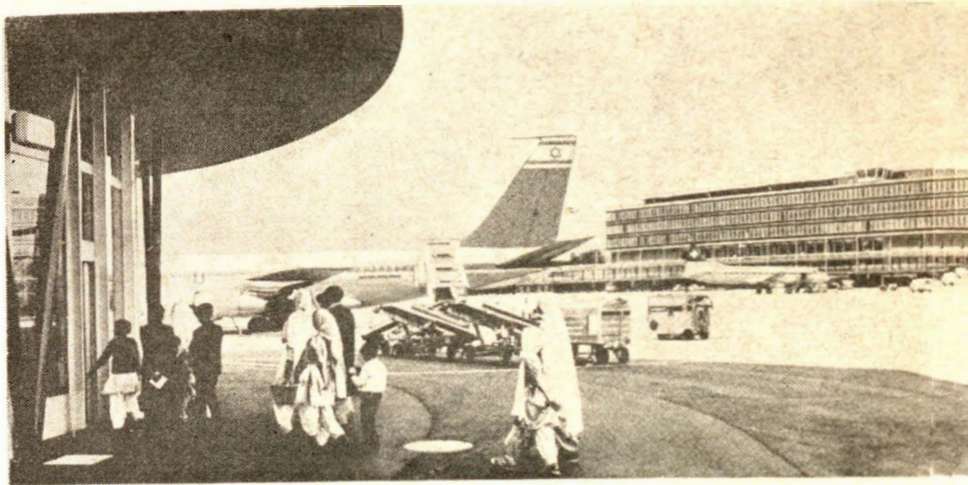


**technika
lotnicza
i astronautyczna**

2
1969

Lotnicze porty świata

GENEWA-COINTRIN



Wejście do budynku satelitarnego

Jak wynika z treści artykułu zamieszczonego w poprzednim numerze „Techniki Lotniczej i Astronautycznej”, lotnisko „Genewa-Cointrin” nie znajduje się na liście wielkich potentatów światowych. Jednakże jego wyposażenie techniczne oraz funkcjonalność przestrzenna zasługuje na szczególną uwagę.

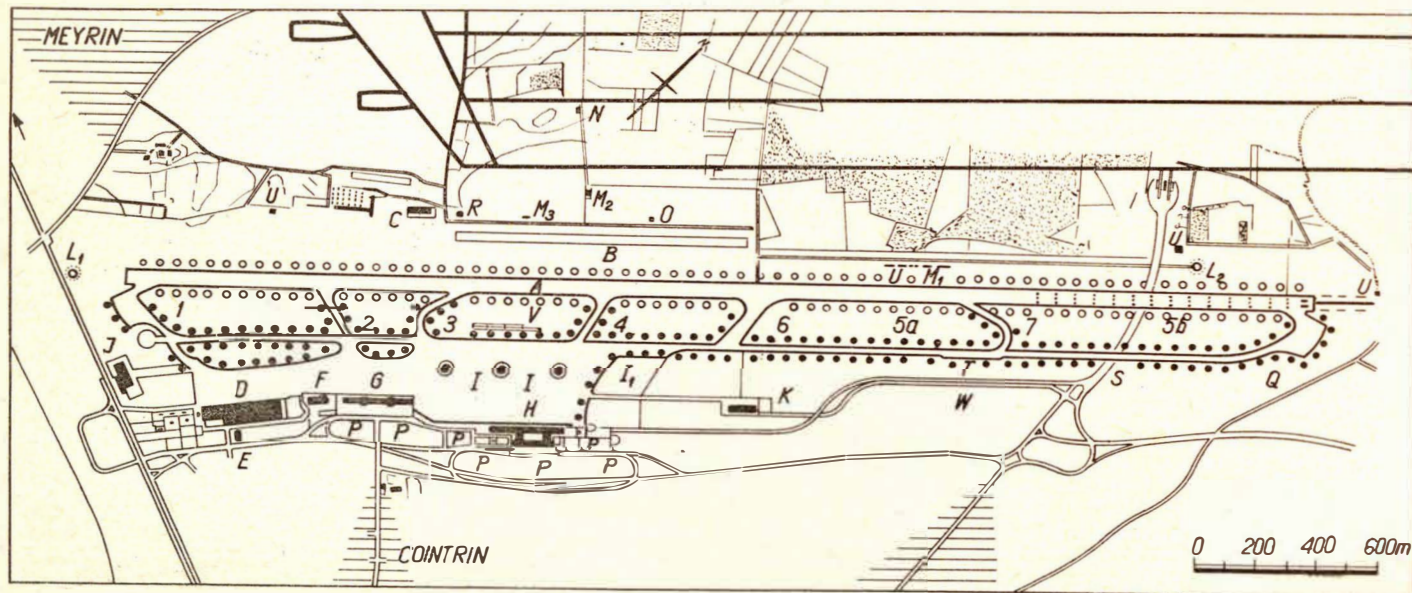
Położenie geograficzne jak również pozycja międzynarodowa Genewy zwiększają znaczenie portu lotniczego. Miasto koncentruje wiele instytucji o charakterze międzynarodowym, tu odbywają się liczne konferencje, a przede wszystkim panuje ożywiony ruch turystyczny. Wymienione elementy wyznaczają również pozycję lotniska.

Obsłużenie 1 637 000 pasażerów w roku 1966 w układzie proporcjonalnym do wielkości miasta stanowi bardzo pokaźną liczbę. Z lotniska korzysta już 25 towarzystw, a docelowo przewiduje się możliwość obsługi 4 milionów pasażerów. Wielkość ta szybko zostanie osiągnięta, z lotniska bowiem swobodnie mogą korzystać Francuzi. W trakcie rozbudowy lotniska zaistniała konieczność przesunięcia linii granicznej między Szwajcarią i Francją. Proces ten potwierdzony został konwencją (1956 r.), zgodnie z którą wydzielony został sektor francuski, pozwalający obywatelom tego kraju na swobodne korzystanie z usług lotniska.

Nowością lotniska na skalę europejską są wzniesione w środku płyty peronowej trzy pawilony satelitarne (J), a wokół każdego z nich przygotowane są miejsca na postój czterech wielkich samolotów transpor-

- A — pas betonowy o wymiarach 3900 × 50 m, z drogami manewrowymi
- B — pas trawiasty o wymiarach 965 × 30 m przeznaczony dla lotnictwa sportowego
- C — hangar zarezerwowany dla samolotów specjalnych
- D — hangar przedsiębiorstwa lotniczego Swissair
- E — budynek obsługi technicznej
- F — budynek obsługi hotelowej przedsiębiorstwa Swissair
- G — stary port lotniczy, na którym usytuowana jest wieża kontrolna
- H — nowy port lotniczy
- I — budynki satelitarne nowego portu lotniczego
- I₁ — teren wydzielony dla rozbudowy budynków satelitarnych
- J — ciepłownia
- K — budynek obsługi portowej
- L₁ — radiolatarnia kierunkowa
- L₂ — radiolatarnia podejścia do lądowania
- M₁ — radar podejścia i precyzyjnego lądowania
- M₂ — radar obserwacji okrężnej — 10 cm
- M₃ — radar obserwacji okrężnej — 50 cm
- N — radiostacje
- O — automatyczny goniometr
- P — parkingi
- Q — punkt obserwacyjny stacji meteorologicznej
- R — budynek sygnalizacyjny
- S — tunel drogowy
- T — urząd celny
- U — transformatory
- V — stacja paliwowa
- W — droga zapasowa
- o — oświetlenie pasa
- — oświetlenie dróg manewrowych

Dokończenie na kol. 15



TECHNIKA LOTNICZA I ASTRONAUTYCZNA

MIESIĘCZNIK
SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXIV

Luty 1969

Zeszyt 2

Adres Redakcji: Warszawa, ul.: Czackiego 3/5,
tel. 27-26-01.

Wydawca: Wydawnictwa Czasopism Technicznych
NOT, Warszawa, ul. Czackiego 3/5.

SPIS TREŚCI

	Str.
A. Marks: Zadania „Sondy” 5	1
A. Glass: Szybowcowe Mistrzostwa Świata 1968 III. Najciekawsze konstrukcje drewniane klasy standard	3
J. Borzyszkowski: Metodyka wyznaczania trwa- łości konstrukcji lotniczych	7
B. Dostatni: Ekonomiczne problemy transportu lotniczego a prognozy jego rozwoju	10
B. Gruchelski: Przegląd i ocena tworzyw stosowa- nych w budowie samolotów komunikacyjnych	13
T. Wanat: Niektóre zagadnienia kontroli stanu technicznego samolotów pasażerskich	16
M. Żebrowski: Turbulencja w atmosferze	20
W. Kordziński: O możliwościach odwzorowywa- nia na stoisku warunków pracy w locie silników turbinowych	23
Samolot pionowego startu Hawker Siddeley „Harrier”	26
Samolot transportowy Lockheed „Galaxy”	27
NOWOŚCI TECHNICZNE	28
Na marginesie terminologii lotniczej	32
LOTNICZE PORTY ŚWIATA — Genewa — Cointrin	II okł.
KRONIKA	III okł.
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZEJ SIMP	IV okł.
Co piszą inni	skrzyd.



WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOT
Warszawa
Czackiego 3/5

Redaktor naczelny:
mgr inż. Stefan Sulikowski
Sekretarz redakcji:
M. Klara Szurmak
Redaktorzy działowi:
dr B. Dostatni, mgr inż. A. Gołdzi-
nowski, inż. A. Hadrawa, mgr inż.
W. Kordziński, mgr inż. S. Lasso-
ta, inż. K. Szumielewicz, mgr inż.
W. Zaremba
Redaktor techniczny:
Alicja Bil
Rada Programowa:
Prof. mgr inż. L. Dułęba, mgr inż.
J. Grzegorzewski, mgr inż. H. Kra-
jewski, mgr inż. A. Lewkiewicz, inż.
R. Machnowski, mgr inż. W. Pietrzak,
mgr inż. B. Trala, mgr inż. J. Woj-
ciechowski

Zakład Kolportażu WCT NOT, Warszawa, Mazowiecka 12,
tel. 26-80-16

Wrocławska Drukarnia Dzielowa. Zam. 2248/C-J-6
Nakład 1500 egz. Papier druk. sat. kl. IV, 70 g, 61 × 86.

Cena pojedynczego egz. zł 12.— Prenumerata roczna zł 144.—

Задания „Зонда” 5

В статье рассмотрены задания, которые выполнил советский космический корабль „Зонд” 5 — облет Луны, проведение исследований вблизи Луны и возвращение на Землю. Представлены подробности полета и возвращения корабля с учетом значения проведенного эксперимента.

629.13.004

BORZYSZKOWSKI J.

Методика определения долговечности авиационных конструкций

Вопрос оценки усталостных свойств самолета еще полностью не решен, а методы расчетов долговечности конструкции не очень точны.

Из этого вытекает необходимость проведения усталостных испытаний самолетов в целом.

В статье рассмотрены вопросы выбора и подготовки конструкции к испытаниям, вопрос определения величины и частоты переменных нагрузок самолета в зависимости от его назначения и способа эксплуатации, а также вопрос отображения усталостных нагрузок. Поданы важнейшие указания относительно проведения испытаний и произведено краткое сравнение предвидимых и действительных долговечностей самолетов.

388.9.:656.7

DOSTATNI B.

Экономические проблемы авиации и прогнозы ее развития

Развитие и прогресс в авиационной технике связаны с необходимостью параллельного и даже опережающего формирования экономики авиации.

Особенно важным вопросом становится разработка прогноза потребности в авиационной технике, в которых основе лежит спрос на пассажирские и грузовые перевозки.

Такие прогнозы охватывают отдельные авиационные линии либо континенты.

Многие институты и авиационные предприятия на основании математических методов и знания экономических условий устанавливают прогнозы до 1990 года.

629.138.5.004.58

WANAT T.

Некоторые вопросы контроля технического состояния пассажирских самолетов

В статье рассмотрены методы контроля технического состояния пассажирских самолетов. Описаны рентгенографические и isotopные методы обнаружения повреждений, способы проверки заклепочных швов, а также пенетрационные и люминесцентные методы обнаружения последствий коррозии.

551.55.533.6.013.8

M. ŻEBROWSKI

Турбуленция в атмосфере

Сущность атмосферной турбуленции состоят в прерывистости направления и скорости движения воздуха, т.е. порывы с горизонтальной и вертикальной составляющей. Горизонтальная составляющая вызывает изменение скорости течения на крыле, и тем самым подъемной силы, вертикальная составляющая изменяет угол атаки. Результатом является „бросание” самолета. Интенсивность турбуленции определяется единицами перегрузки (ускорения) д. В статье представлен механизм возникновения прерывистостей в атмосфере. В таблицах поданы результаты расчетов ускорений получаемых при разных скоростях горизонтальных и вертикальных порывов, для определенного типа самолета.

Рассмотрены способы распознавания условий вызывающих возникновение турбуленции.

621.454.001

KORDZIŃSKI W.

Возможности воспроизведения на стенде условий работы газотурбинных двигателей в полете

В статье рассмотрены возможности воспроизведения на стенде положения рабочей точки отвечающей произвольным условиям полета для однодвигательных реактивных двигателей, одно и двухконтурных двигателей, с двухкаскадным компрессором и турбовинтовых двигателей (вертолетных) без и со свободной турбиной. Коротко рассмотрен также вопрос воспроизведения на стенде неустановившихся условий работы двигателей в полете.

ŻĘSZYT 2

L u ł y

1 9 6 9

ROK XXIV



technika lotnicza i astronautyczna

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

Dr inż. ANDRZEJ MARKS

629.19(47)

ZADANIA „SONDY” 5

W artykule omówiono zadania, jakie wykonał radziecki pojazd kosmiczny „Sonda” 5 — oblecenie Księżyca, przeprowadzenie badań w pobliżu Księżyca i powrót na Ziemię. Przedstawiono szczegóły lotu oraz powrót pojazdu, podkreślając znaczenie przeprowadzonego eksperymentu.

Wysłany przez uczonych radzieckich 15 września 1968 r. w kierunku Księżyca 950-kilogramowy pojazd kosmiczny „Sonda” 5 miał do wykonania następujące zadania:

- oblecenie Księżyca
- powrót na Ziemię w stanie nieuszkodzonym
- przeprowadzenie pewnych badań w sąsiedztwie Księżyca.

Realizacja pierwszego zadania stanowiła trudny problem nawigacyjny. Chodziło o to, aby wysłany z Ziemi, z prędkością około 11 km/sek, pojazd kosmiczny przeleciał w małej odległości i z możliwie małą prędkością obok Księżyca, tak aby przyciąganie Księżyca mogło silnie zakrzywić kierunek jego ruchu i zmusić pojazd do przelecenia nad odwróconą od Ziemi stroną Księżyca. W przypadku bowiem, gdyby pojazd przeleciał obok Księżyca w zbyt dużej odległości i ze zbyt dużą prędkością, przyciąganie Księżyca zakrzywiłoby jego tor tylko w bardzo niewielkim stopniu. Wypada tu jednak zwrócić uwagę, że wbrew dość rozpowszechnionym poglądom, przylatujący z Ziemi pojazd kosmiczny nie tylko nie może być ściągnięty przez Księżyc na jego powierzchnię, ale nawet nie może być zamieniony w sztuczne satelitę Księżyca, gdyż jego prędkość

jest zawsze większa od prędkości ucieczki, to znaczy, że pojazd zawsze porusza się względem Księżyca po hiperboli, chyba że prędkość jego zostanie odpowiednio zmniejszona działaniem silnika raketowego, i to w obrębie strefy oddziaływania Księżyca.

Podobnie jak w przypadku innych pojazdów kosmicznych wysyłanych w kierunku Księżyca, również w czasie lotu „Sondy” 5 wykonano korektę kierunku i prędkości jej ruchu w celu dokładnego skierowania jej na wymagany tor. Manewr ten wykonany został 17 września, a więc wtedy kiedy pojazd był jeszcze znacznie oddalony od Księżyca. Dzięki temu użycie potrzebnego do wykonania tej korekty materiału pędnego nie musiało być duże, konieczna jednak za to była b. duża dokładność osiągnięcia wymaganych parametrów ruchu. (Gdyby korektę wykonać w sąsiedztwie Księżyca, to dokładność jej przeprowadzenia mogłaby być mniejsza, ale za to zużycie materiału pędnego musiałoby być znacznie większe).

W sąsiedztwie Księżyca „Sonda” 5 znalazła się 18 września i po obleceniu go po hiperbolicznym względem Księżyca torze (przy czym zbliżyła się do niego na odległość 1950 km) oddaliła się mniej więcej w kierunku Ziemi. Dla dokładnego jej skierowania w stronę Ziemi po odpowiednim torze okazało się konieczne wykonanie jeszcze jednej korekty kierunku i prędkości ruchu, przy czym zmiana prędkości była bardzo nieznaczna. Również i tym razem konieczne było wykonanie tego manewru z b. dużą dokładnością, jako że zrealizowano go w dużej odległości od Ziemi.

Do atmosfery ziemskiej „Sonda” 5 wleciała z prędkością około 11 km/sek w dniu 21 września (o godz. 16 minut 54 czasu warszawskiego) pod ściśle określonym kątem. O tym jak silne było nagrzewanie aerodynamiczne może świadczyć fakt, że temperatura w warstwie plazmy przyległej bezpośrednio do pancerza osiągnęła 13 000 °K, podczas gdy w przypadku satelitów Ziemi, które powracają do atmosfery z prędkością 8 km/sek, temperatura ta osiąga wartość tylko 8000 °K. W tej fazie eksperymentu „Sonda” 5 wypełniła swoje drugie zadanie, a mianowicie wypróbowany został jej pancerz termiczny zabezpieczający pojazd przed zniszczeniem i uzyskane zostały dane o zjawiskach, jakie towarzyszyły przelotowi pojazdu przez atmosferę, a zwłaszcza o przeciążeniach, które podczas tego wystąpiły.

Najsilniejsze hamowanie aerodynamiczne miało miejsce na wysokości kilkudziesięciu kilometrów, po czym pojazd opadał już z umiarkowaną prędkością. Na wysokości 7 km była ona równa tylko 0,2 km/sek i wówczas otworzyły się spadochrony, na których pojazd opuścił się ostatecznie na powierzchnię oceanu wraz z zamkniętymi w jego wnętrzu taśmami magnetycznymi zawierającymi wyniki pomiarów. Wodowanie to nastąpiło o godzinie 17 minut 8 w zachodniej części Oceanu Indyjskiego w miejscu o współrzędnych geograficznych 32° 38' S i 65° 33' E, skąd wyłowily pojazd śmigłowce i przeniosły na pokład jednego z oczekujących w pobliżu okrętów radzieckich.

Znaczenie tego eksperymentu z „Sondą” 5 polega na tym, że wytyczono podczas niego szlak, po jakim zapewne już wkrótce obleci Księżyc załogowy statek kosmiczny.

Załogowy oblot Księżyca stanowić będzie kluczowy eksperyment przed wyprawą ludzi na powierzchnię Księżyca. Oczywiście, należy jednak zdawać sobie sprawę z tego, że statek kosmiczny, w którym człowiek będzie mógł oblecieć Księżyc, będzie musiał mieć 6 do 10 razy większą masę niż „Sonda” 5, a statek umożliwiający wyprawę na powierzchnię Księżyca kilkadziesiąt razy większą masę*. Statek taki będzie musiał bowiem mieć możliwość zahamowania spadku na Księżyc, odbywającego się z prędkością około 2,5 km/sek i wystartowania z taką samą prędkością z Księżyca, aby powrócić na Ziemię, co będzie wymagać silników hamujących i napędowych o masie kilka razy większej niż masa samej części załogowej.

W żadnym razie nie należy więc nie doceniać trudności, jakie jeszcze trzeba pokonać. Niemniej jednak panuje przekonanie, że załogowy oblot Księżyca uczeni radzieccy mogą zrealizować już za kilka miesięcy, a załogową wyprawę na Księżyc za kilkanaście miesięcy. Potrzebne do tego celu b. duże rakiety nośne** zostały bowiem, jak się zdaje, wypróbowane podczas jednej z ostatnich serii radzieckich prób z raketami nośnymi na Oceanie Spokojnym. (W czasie ostatniej serii doświadczeń wypróbowano „nowe urządzenie umożliwiające lądowanie aparatów kosmicznych”. Obecnie można wyrazić przypuszczenie, że chodziło o urządzenia hamujące „Sondy” 5).

* Ciężar statku „Apollo”, w którym amerykańscy astronauta mają odbyć podróż na Księżyc, wynosi łącznie z pojazdem księżycowym LEM ok. 40 000 kG (przyp. redakcji).

** Ciężar amerykańskiej rakiety księżycowej „Saturn” 5 w/v nosi ok. 3 000 000 kG, a silniki jej pierwszego stopnia wytwarzają ciąg ok. 3 600 000 kG (przyp. redakcji).

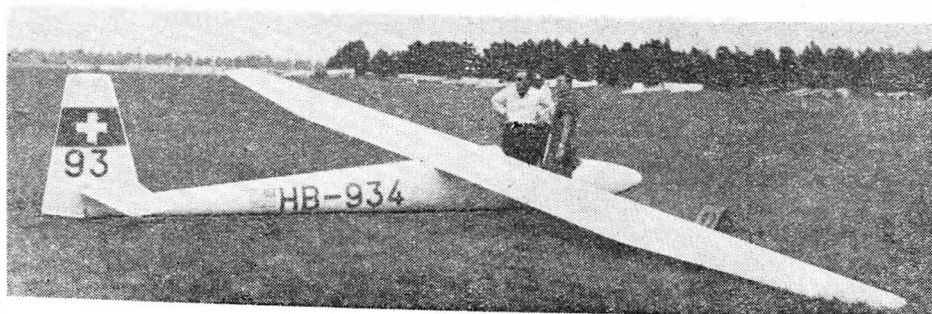
Być może jednak, że dla realizacji tych przedsięwzięć uczeni radzieccy zastosują inną metodę, a mianowicie posłużą się w tym celu wielokrotnie przeprowadzanym manewrem spotkania i łączenia się pojazdów kosmicznych w czasie bliskoziemskiego lotu satelitarnego. Na tej drodze można bowiem montować niemal dowolnie duże pojazdy kosmiczne (jak wiadomo, uczeni radzieccy dwukrotnie odnieśli w tej dziedzinie poważny sukces realizując spotkanie i połączenie się bezzałogowych — automatycznych sztucznych satelitów Ziemi). Komentując lot „Sondy” 5 na tle dotychczasowych radzieckich przedsięwzięć astronautycznych, a zwłaszcza przedsięwzięć księżycowych, nie będzie więc żadną przesadą stwierdzenie, że zapoczątkowała ona ostatnią serię eksperymentów poprzedzających lot na Księżyc ludzi, co niewątpliwie będzie nie tylko najniezwyklejszym wydarzeniem astronautycznym, ale chyba i najniezwyklejszym w ogóle wydarzeniem techniczno-naukowym w dotychczasowych dziejach ludzkości.

W kilka tygodni po locie „Sondy” 5 okazało się, że miała ona jeszcze czwarte zadanie do wykonania, a mianowicie, że we wnętrzu zasobnika powrotnego „Sondy” 5 znajdowały się dwa żółwie i liczne inne obiekty biologiczne. Wykonane w ciągu kilku tygodni po lądowaniu badania wykazały, że obiekty biologiczne przetrwały lot w doskonałej formie. Tym samym udowodniono, iż wcześniejsze przewidywania, że lot taki z biomedycznego punktu widzenia będzie dostępny dla ludzi, znalazły dzięki radzieckiej „Sondzie” 5 potwierdzenie.

Gdy artykuł ten znajdował się w druku uczeni radzieccy zrealizowali jeszcze jeden oblot Księżyca przez aparat bezzałogowy. Przedsięwzięcie to uwieńczone było szczęśliwym powrotem na Ziemię tego aparatu z wykorzystaniem innego sposobu hamowania niż w przypadku „Sondy” 5.

„Sonda” 6 wystartowała z Ziemi 10 listopada. Podobnie jak „Sonda” 5 miała ona masę 950 kg. W dniu 14 listopada „Sonda” 6 okrążyła Księżyc w odległości 2420 km. (W trakcie, gdy znajdowała się w odległości 10 000—3 500 km od Księżyca wykonano z niej fotografie jego powierzchni). W dniu 17 listopada część lądująca „Sondy” 6 wleciała do atmosfery ziemskiej (z kierunku mniej więcej styczego na wysokości 45 km przy szerokości „korytarza wlotu” równej 10 km). Miała ona taki kształt aerodynamiczny, że nie tylko była hamowana przez opór powietrza, ale oddziaływała na nią także siła nośna, w wyniku czego część lądująca zakrzywiła swój lot ku górze i wyleciała ponad atmosferę (z prędkością zredukowaną już jednak z 11 do 7,6 km/sek). Mając prędkość 7,6 km/sek mogła ona zatoczyć ponad atmosferą tylko płaski łuk i ponownie musiała do niej opaść***. Powtórne hamowanie aerodynamiczne zredukowało prędkość do wartości 0,2 km/sek na wysokości 7,5 km, po czym rozwinęły się spadochrony, na których zasobnik wylądował na Ziemi na terytorium Związku Radzieckiego. Dzięki nowemu „aerodynamicznie sterowanemu” systemowi powrotu hamowanie aerodynamiczne było znacznie łagodniejsze niż poprzednio.

*** Obecnie, po locie „Apollo” 8 wiadomo, że taki sposób powrotu na Ziemię był zrealizowany w czasie wcześniejszych dwukrotnych prób statku „Apollo” przeprowadzonych przy użyciu rakiet „Saturn” 5 (przyp. redakcji).



Szwajcarski szybowiec „Elfe Standard” S-3 — zdobywca pierwszego miejsca

797.55(100):629.135.15

SZYBOWCOWE MISTRZOSTWA ŚWIATA 1968

III. Najciekawsze konstrukcje klasy standard

Neukom „Elfe Standard” S-3 — jest szybowcem szwajcarskim o konstrukcji drewnianej. Konstruktor inż. Albert Neukom jest twórcą całej rodziny szybowców „Elfe”, które bądź pozostały w postaci prototypów bądź były budowane w kilku egzemplarzach. Prototyp „Elfe” S-1 z usterzeniem motylkowym (Rudlickiego) powstał w 1964 r. W roku 1965 prototyp „Elfe” S-2 z normalnym usterzeniem o nisko umieszczonym usterzeniu poziomym zajął drugie miejsce w Mistrzostwach Świata w South Cerney. W maju 1966 r. został oblatany prototyp „Elfe” S-3 z usterzeniem poziomym zamocowanym powyżej kadłuba — dla zmniejszenia możliwości uszkodzenia go przy lądowaniu w wysokiej trawie.

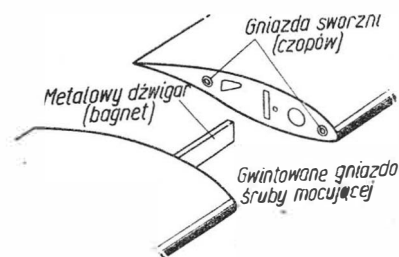
Płat trójdzielny o obrysie prostokątno-trapezowym, bez wzniosu. Profil Wortmann FX-61-163 u nasady i FX-60-126 na końcu. Konstrukcja skrzydła skorupowa przekładkowa ze sklejk i balsy. Dźwigar metalowy. Części zewnętrzne skrzydeł łączone bagnetowo (wystające odcinki dźwigara wsuwane w skrzynkę dźwigarową) i mocowane śrubą pracującą na rozciąganie. Hamulce aerodynamiczne obrotowe, na krawędzi spływu. Kadłub niski i smukły o konstrukcji przekładkowej z pokryciem ze sklejk i z laminatu szklanego. Osłona kabiny odejmowana. Koło 330 × 130 mm z hamulcem. Podwozie amortyzowane gumą. Koło z laminatową osłoną, która przy przygodnych lądowaniach ulegała podczas mistrzostw zniszczeniu. Zamocowanie nowej osłony (a osłon tych ekipy miały cały zapas) zabierało niedużo czasu. Konstrukcja usterzenia również przekładkowa. Szybowiec „Elfe Standard” S-3 zajął 1, 4 i 6 miejsce w mistrzostwach. Jest to niewątpliwie jeden z najlepszych szybowców klasy standard i najlepszy zawodniczy szybowiec drewniany tej klasy. Osiągi „Elfe” S-3 są szczególnie dobre. Doskonałość 36 dla skrzydła nie szlifowanego i 37,5 dla skrzydła

szlifowanego (niektórzy zawodnicy zużyli ponad 500 godz. na szlifowanie skrzydeł swego szybowca) przy 90 km/h. Opadanie minimalne 0,63 m/s przy 75 km/h, a prędkość minimalna tylko 60 km/h. Szybowiec ten ma przeto bardzo dobre osiągi w krążeniu przy słabej termicie, a zarazem wysoką doskonałość i płaską biegunową. Ciężar własny szybowca wynosi 215 kG, całkowity 295 do 325 kG. Obciążenie powierzchni 25—27,5 kG/m². Prędkość dopuszczalna w atmosferze 6 km/h, w atmosferze 6 km/h. Dotychczas 6 szybowców „Elfe”

„Elfe” S-3 jest również produkowany z chowanym podwoziem, co podnosi doskonałość

SZD-32A „Foka” 5 — jest wersją rozwojową „Foki” 4 i ma jak poprzednie „Foki” konstrukcję drewnianą z zastosowaniem laminatów na częściach o powierzchniach nierozwijanych. Rodzina „Fok” — konstrukcji inż. Władysława Okarmusa — została zapoczątkowana w 1960 r. przez prototypy „Foki”, które

wzięły udział w Mistrzostwach w Kolonii. W 1961 r. do produkcji seryjnej weszła „Foka” C ze skrzydłem o konstrukcji przekładkowej. W 1962 r. powstał prototyp „Foki” 4 ze skrzydłem wielopodłużnicowym. „Fo-

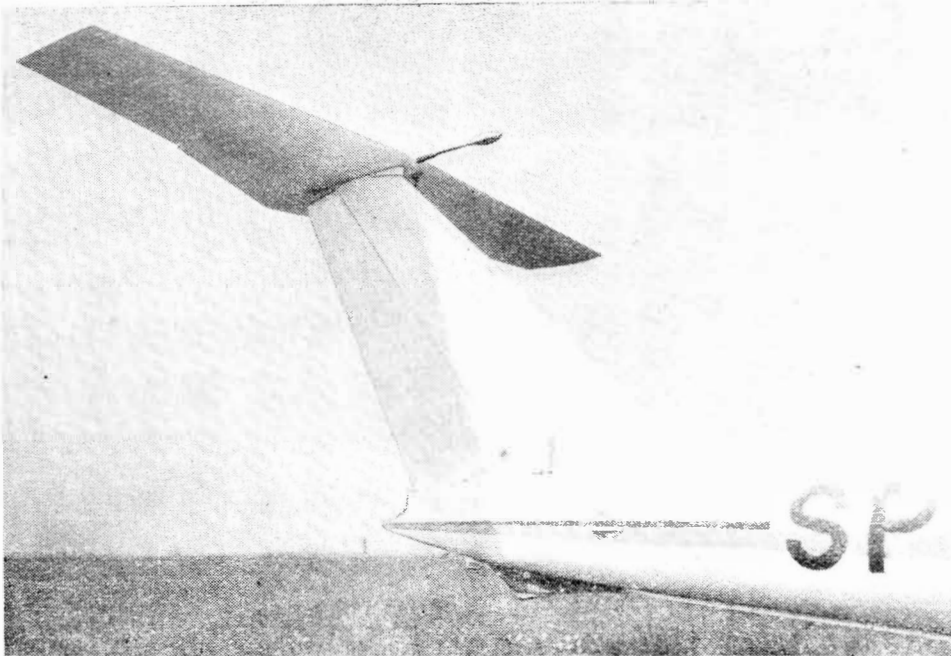


Bagnetowe łączenie trójdzielnego płata „Elfe Standard”

ki” 4A weszły do produkcji w 1964 r., a na Mistrzostwach Świata w 1965 r. zajęły w klasie otwartej 1 i 4 miejsce, a w klasie standard 2 i 4 miejsce. W listopadzie 1966 r. został

SZD-32A „Foka” 5





Usterzenie płytowe „Foki” 5 o układzie T

oblatany prototyp „Foki” 5. Na Mistrzostwach w Lesznie „Foka” 5 zajęła 8 miejsce oraz uzyskała I nagrodę w konkursie OSTIV na najlepszy szybowiec klasy standard. „Foka” 5 weszła do produkcji seryjnej; pierwsze jej egzemplarze seryjne zostały oblatane w jesieni 1968 r.

„Fokę” 5 w porównaniu z „Foką” 4 wyróżniają trzy zasadnicze cechy. Kabina została poszerzona i podwyższona, dzięki czemu stała się przestronniejsza zwiększając swobodę ruchów i wygodę pilotów o większej tuszy. Oczywiście wpłynęło to na zmianę kształtu przedniej części kadłuba i osłony kabiny, która wykonana jest z dmuchanego szkła organicznego o doskonałej przezroczystości. Drugą zmianą jest modyfikacja noska profilu skrzydła (obniżenie krawędzi natarcia), co poprawiło osiągi szybowca przy małych prędkościach przez obniżenie opadania minimalnego do 0,62 m/s przy 77 km/h. Trzecią zasadniczą różnicą jest usterzenie o układzie T, pozwalające na przygodne lądowania w wysokiej trawie i zbożu. Usterzenie poziome płytowe, jednodźwigarowe, kryte sklejką i częściowo płótnem, wyposażone w klapkę dociążającą-wyważającą. Zamocowanie usterzenia poziomego, opatentowanego przez SZD, jest pomysłu inż. W. Okormusa. Montaż usterzenia jest szybki i łatwy. Na skośnym stateczniku pionowym znajduje się konsola z okuciem na zawiasie. Usterzenie poziome jest mocowane przez nałożenie na okucie i dokręcenie jednej śruby, która równocześnie jest wyważeniem masowym steru. Napędy steru i klapki łączą się przy tym automatycznie. Z drobniejszych zmian — „Foka” 5 otrzymała koło o średnicy 350 mm, zamiast 300 mm.

Doskonałość „Foki” 5 wynosi 36,3 przy 84 km/h, podczas gdy „Foki” 4 — 35 przy 98 km/h.

SZD-24 „Foka” 4M (oznaczona także „Foka” 45) jest kombinacją kadłuba „Foki” 4 ze skrzydłem „Foki” 5. Powstała ona dzięki temu, że naszemu zawodnikom wystarcza niezbyt obszerna kabina „Foki” 4 dająca smuklejszy kadłub niż u „Foki” 5. Natomiast zalety przy małych prędkościach lotu skrzydła „Foki” 5 ze zmodyfikowanym noskiem profilu były tak atrakcyjne, że piloci stwierdzili, iż najchętniej by widzieli szybowiec łączący cechy obu „Fok”. Tak powstała kombinacja „Foki” 4 i „Foki” 5 oznaczona początkowo „Foka” 45, a następnie „Foka” 4M (czyli modyfikowana). Pierwszy egzemplarz „Foki” 4M został oblatany w marcu 1968 r. i wziął udział w Mistrzostwach w Lesznie.

Wassmer Wa-26 „Squale” — to francuski szybowiec klasy standard. W lipcu 1967 r. został oblatany pierwszy prototyp o drewnianej konstrukcji, który w Mistrzostwach w Lesznie startował w klasie otwartej. Do budowy prototypu został wykorzystany kadłub od zarzuconego pro-

jektu szybowca o rozpiętości 18 m. Szybowiec „Squale” miał być szybowcem laminatowym. Pierwszy prototyp miał tylko przód kadłuba z laminatu, drugi prototyp zbudowany w sierpniu 1968 r. ma cały kadłub laminatowy. Taką samą konstrukcją będą miały szybowce pierwszej serii, która ma się ukazać w 1969 r. W przyszłości szybowiec ma otrzymać laminatowe skrzydło i usterzenie. Elementy laminatowe „Squale” są projektowane w oparciu o doświadczenia uzyskane przez wytwórcę z samolotem laminatowym Wa-50. Samolot ten ma konstrukcję laminatową lecz nie przekładkową a skorupową podpartą laminatowymi omegówkami, elementami falistymi z laminatu oraz usztywnioną pojedynczymi żłobkami. Laminat wykonany jest z żywicy poliestrowej izofoalowej oraz tkaniny roving. Elementy klejone są żywicą poliestrową i klejem Araldite.

Kształty „Squale” są trochę zbliżone do „Foki”. Skrzydło o obrysie podwójnotrapezowym. Profil Wortmann. Hamulce aerodynamiczne obrotowe, na krawędzi spływu. Kadłub o wysokości 0,8 m. Osłona kabiny jednoczęściowa. Napędy sterowania w kabine biegną pod podłogą. Prototyp ma chowane podwozie.

Dane techniczne: rozpiętość 15 m, powierzchnia nośna 12,1 m², wydłużenie 17,8, ciężar własny (z radiem) 222 kG, ciężar całkowity 315—352 kG, obciążenie powierzchni 26—29 kG/m², doskonałość obliczeniowa 37 przy 90 km/h, opadanie minimalne 0,61 m/s przy 72 km/h, prędkość minimalna 60 km/h, opadanie 1,8 m/s przy 140 km/h, prędkość dopuszczalna 240 km/h, czas przechyłu 45°/45° — 7 sek. Cena szybowca bez przyrządów dew w Francji 5775 dol., na eksport 4625 dol.

ITA „Urupema” — jest drewnianym szybowcem brazylijskim. Konstruktor inż. Guido Pessotti, Instituto Tecnológico de Aeronáutica — Sao Paulo. Budowę szybowca rozpoczęto w 1965 r., pierwszy lot odbył się na przełomie 1967 i 1968. Wysokie osiągi w połączeniu ze zgrabną linią były powodem, iż wzbudzał on zainteresowanie na mistrzostwach. Ze względu na rasowe kształty mocno pokrewne do „Foki” w Lesznie na-

Brazylijska ITA „Urupema”



zywano go również żartobliwie „Foka” 8.

Konstrukcja skrzydła przekładkowa z drewna i ulownicy papierowej przesyconej żywicą — klejona żywicą epoksydową. Profil Wortmann FX-05-171 i 121 o grubości 170% u nasady i 120% na końcu. Wznios 3°. Hamulce aerodynamiczne płytowe wysuwane — typu Schempp-Hirth. Kadłub konstrukcji półskorupowej. Usterzenie pionowe skośne, usterzenie poziome płytowe z klapką umieszczone na końcu kadłuba. Konstrukcja usterzeń przekładkowa — taka jak skrzydła. Koło 250 mm z hamulcem, pokryte osłoną. Z tyłu kadłuba kółko ogonowe. Osłona kabiny odeprowadzana. Pozycja pilota leżąca. Wysokość kabiny 0,6 m, szerokość 0,57 m. Wysokość kadłuba 0,7 m, szerokość 0,6 m.

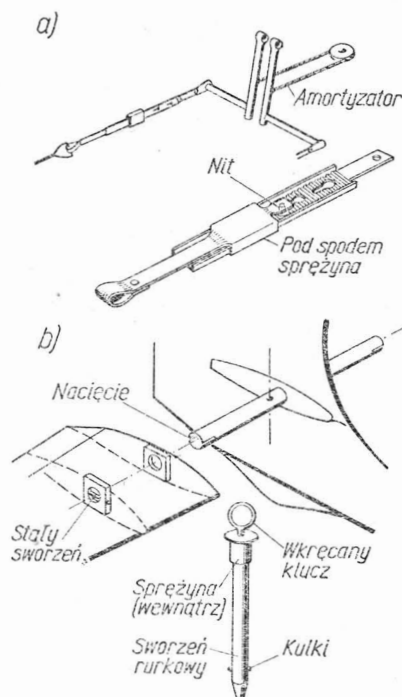
Prototyp „Urupemy” wykazuje szereg drobnych usterek, które można usunąć. Dzięki wysokim osiągom należy do czołówki szybowców klasy standard.

Dane techniczne: rozpiętość 15 m, długość 7,5 m, wysokość 1,45 m, wydłużenie 18,75, powierzchnia nośna 12,0 m², ciężar własny 191 kG, ciężar całkowity 300 kG, obciążenie powierzchni 25 kG/m², doskonałość obliczeniowa 37, z pomiarów w locie 36 przy 105 km/h, opadanie minimalne 0,65 m/s przy 80 km/h, prędkość minimalna 67 km/h, opadanie 1,7 m/s przy 140 km/h, obliczeniowa prędkość dopuszczalna 258 km/h. Współczynnik obciążenia dopuszczalnego +6,3/-4,3.

Slingsby „Dart” 15W — jest odmianą angielskiego szybowca „Dart” 15 z profilem Wortmanna FX-61, zbudowaną w dwóch egzemplarzach na mistrzostwa w Lesznie. „Dart” 15W ma powierzchnię nośną 12,9 m², wydłużenie 17,4, ciężar własny bez przyrządów 252 kG, przyrządy 7 kG, balast 20 kG, czyli łącznie ciężar własny 279 kG, ciężar całkowity 382 kG, obciążenie powierzchni 29,5 kG/m², doskonałość 34 przy 85 km/h, opadanie minimalne 0,70 m/s przy 77 km/h, prędkość minimalna 65 km/h, prędkość dopuszczalna 220 km/h.

Konstrukcji „Darta” nie opisujemy, gdyż jest to szybowiec nienowy i dość znany. Prototyp jego oblata-

no w 1963 r., a w 1964 r. rozpoczęto produkcję jego wersji 15-metrowej, a następnie 17-metrowej. W 1968 r. produkcja „Dartów” została zakończona. Omówimy tylko najciekawsze rozwiązania zastosowane na „Dartach” zaprezentowanych w Lesznie. Przy bieli malowania szybowca zwracały uwagę czarne krawędzie natarcia skrzydeł i stateczników. Jest to malowanie przeciwołobudzeniowe. Próba przeprowadzona z szybowcem, który miał krawędź jednego skrzydła białą a drugiego czarną wykazała, że po oblodzeniu i wyjściu z chmury na obszar bezchmurny lód na skrzydle z czarną krawędzią stopił się znacznie szybciej (różnica



Szczegóły konstrukcji „Dart” 15W. Regulacja pedałów i mocowanie usterzenia poziomego

rzędu minuty czyli około 400 m opadania). Drugim interesującym szczegółem tego szybowca była rura wentylacji kabiny. Z lewej strony kadłuba pod krawędzią natarcia skrzydła znajduje się wysuwany chwyt powietrza, od którego biegnie gruba rura gumowa kończąca się w pobliżu twarzy pilota. Jest to nadzwyczaj skuteczna wentylacja. Podobną również zastosowano na szybowcu Slingsby HP-14C. Pomysł ten został przejęty od szybowców amerykańskich. Trzecim ciekawym rozwiązaniem jest mocowanie usterzenia poziomego, stosowane na szybowcach „Dart” i HP-14C. Usterzenie płytowe mocowane jest na rurze osadzonej w stateczniku pionowym i stanowiącej zarazem napęd steru. Końce rury są poziomo nacięte. Na rurę nasuwa się połówkę usterzenia poziomego, która ma gniazdo z poprzecznym stałym sworzniem. Aby ta połówka się nie zsunęła, przytknięta jest następnie sworzniem rurkowym o oryginalnej konstrukcji. Sworznie ten nie ma ani otworu na zawleczkę czy agrafkę, ani też gwintu. Sworznie jest zabezpieczony za

pomocą dwóch kulek wypychanych z wewnątrz sworznia za pomocą suwaka. Suwak utrzymywany jest przez sprężynkę (umieszczoną w tulejce na końcu sworznia) w pozycji „kulki wysunięte i zabezpieczone”. Cofnięcie kulek może nastąpić po wkręceniu gwintowanego klucza i przesunięciu suwaka, przy czym sprężynka jest naciskana. Sworznie jest lekkie, nieduże i nie wystaje ponad pokrycie usterzenia.

Czwartym ciekawym szczegółem jest system regulacji pedałów stosowany w szybowcach „Dart” i HP-14C. Na linkach napędu steru w pobliżu pedałów umieszczone są blaszane łączniki zapinane (patrz rys.) o czterech stopniach regulacji. Pedały są napinane za pomocą sznura gumowego przechodzącego w nosku kadłuba przez krążek.

Ponadto „Dart” ma rzadziej stosowane mocowanie poduszki pod głowę — na zdejmowanej osłonie kabiny.

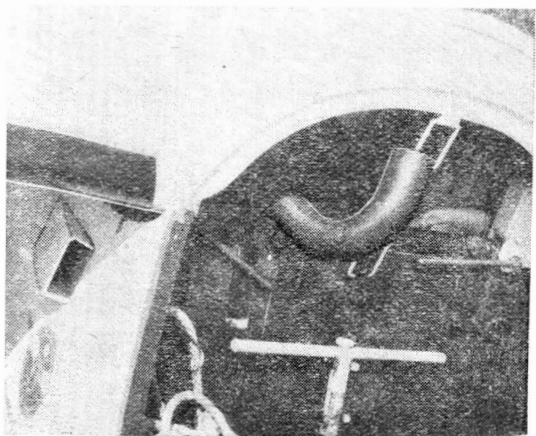
M-35 — jest czechosłowackim szybowcem drewnianym będącym dalszym rozwinięciem szybowca M-25 startującego w mistrzostwach w 1965 r., będącego z kolei wersją seryjnego szybowca VT-116 „Orlik” II. Konstruktorem rodziny „Orlików”, a tym samym M-35 jest inż. J. Matějček. M-35 powstał przez dorobienie do kadłuba M-25 nowych skrzydeł o profilu Wortmanna. W szybowcu tym interesujące było zastosowanie skrzydeł o mniejszej grubości, do kadłuba w którym nasada skrzydła była grubsza. W wyniku — powstał uskok. Doskonałość M-35 jest rzędu 33-34.

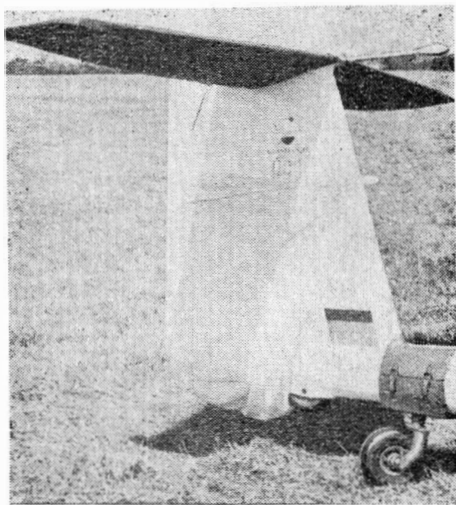
Rozwiązania różne. Jednym z problemów kabin szybowców jest nadmierna operacja słoneczna. W niektórych szybowcach jako obrona przed słońcem służyły odsuwane firanki nad głową. Wielu pilotów woli stosować przeciwsłoneczne nakrycie głowy, które może pozwalać na szybsze uzyskanie widoczności do góry. Na mistrzostwach nie stosowano sportykanego w USA malowania farbą odcinka szyby nad głową pilota. W jednym szybowcu zwracała uwagę szyba przeciwsłoneczna — podobna do samochodowych. Wydaje się jednak, że wystarczającym rozwiązaniem są okulary przeciwsłoneczne.

Szczególną ciekawostką, o dużym znaczeniu praktycznym, były zakładane kółka transportowe stosowane w szybowcach zachodniemieckich. Są one poważnym ułatwieniem przy transporcie po lotnisku. Urządzenie to składa się z laminatowego mankietu (dostosowanego do najcieńszego miejsca kadłuba szybowca danego typu) zapinanego na dwa zamki „butelkowe” oraz obrotowego widełca z kółkiem z oponą. Było ono stosowane również na szybowcach mających kółko ogonowe.

Wyposażenie szybowców — omówimy w dużym skrócie. Uwagę zwracają zarówno rozwiązania proste, jak i skomplikowane. Niesłychanie prosty był wskaźnik ślizgu w postaci nitki przyklejonej z przodu osłony kabiny. Jest on znacznie czulszy od kulki chyłomierza. Choć znany od

Chwyt powietrza i przewód wentylacyjny w szybowcu „Dart” 15W. Widoczna czarna przeciwołobudzeniowa krawędź natarcia płata





Zakładane kółko transportowe

lat (a przez żeglarzy jako tzw. ickek używany od wieków) — jest jednak za mało doceniany. A nieosiowość opływu kadłuba, szczególnie przy dolocie, powoduje spadek doskonałości szybowca. W trakcie mistrzostw większość szybowców została zaopatrzona w takie wskaźniki.

Do urządzeń skomplikowanych należy angielski przelicznik elektroniczny Skye Air Data Computer Mk.2 (cena 240 dol.), którego dwa egzemplarze prototypowe były użyte na mistrzostwach. Służy on jako: elektryczny wariometr energii całkowitej z sygnalizacją akustyczną, wariometr rzeczywistej wartości prądów pionowych (odejmujący poprawkę wg biegunowej danego szybowca), wskaźnik średnich wznoszeń w ciągu ubiegłej minuty lub 20 min sygnalizujący także ich zmniejszanie się oraz tzw. wskaźnik zerowy, tj. wskaźnik odchylenia od optymalnej prędkości przeskoku (sprzężony z wariometrem i prędkościomierzem), który może też służyć jako chyłomierz podłużny zastępując w chmurach sztuczny horyzont.

Interesującymi przyrządami są wskaźniki prędkości przeskokowej, czyli WPP. Na temat polskich WPP były ogłoszone referaty na Kongresie OSTIV w Lesznie. Już na na OSTIV-ie w 1958 r. inż. F. Niechwiejczyk ogłosił szczegóły WPP własnego pomysłu, wypróbowanego w locie. Przyrząd ten składa się z wariometru i prędkościomierza — o wspólnej skali wyskalowanej jak krążek McReady'ego. Zadanie pilota polega, po nastawieniu pokrętkiem wartości średnich noszeń, na zgraniu wskazówki prędkościomierza ze wskazówką wariometru pokazującą najkorzystniejszą prędkość przeskoku. Przyrząd ten musi być dostosowywany do każdego typu szybowca. Na OSTIV-ie w 1968 r. inż. F. Niechwiejczyk wykazał możliwość budowy uniwersalnego przyrządu tego typu, dostosowywanego do danego typu szybowca przez stosowanie tabelki poprawek i przez dobranie pojemności termosu.

Drugi polski WPP przedstawiony na OSTIV-ie w Lesznie został opracowany i wypróbowany przez mgr inż.

A. Kardymowicza. Jest to wariometr o mechanicznie odejmowanej poprawce na opadanie własne szybowca wg biegunowej — sprzężony z prędkościomierzem. Pilot otrzymuje na wariometrze aktualną wartość prądów pionowych, a po nastawieniu pokrętkiem średnich noszeń — wskaźnik prędkościomierza pokazuje najkorzystniejszą prędkość przeskoku. Przyrząd znajduje się w dwóch puszkach i ma dwie oddzielne tarcze.

Na kilku szybowcach był zbudowany WPP produkcji zachodniemieckiej wytwórni Winter. Składa się on z miniaturowego wariometru otoczonego skalą prędkościomierza wyskalowanego jak krążek McReady'ego. Pokrętkiem nastawia się wartość średnich noszeń. Zadanie pilota polega na zgraniu wskazówki prędkościomierza z położeniem wskazówki wariometru.

Na większości szybowców biorących udział w mistrzostwach można było spotkać wariometry akustyczne (firm Crossfell, Burton, BSW, Hornig) z regulacją początku wydawania dźwięku od określonej wielkości noszenia. Są one szczególnie cenne na zawodach podczas lotu w roju, gdy uwaga pilota jest głównie zwrócona na unikanie kolizji z innymi szybowcami, a nie na wskazania przyrządów w kabinie.

Bardzo interesujący był szwajcarski zegarowy (stoperowy) wskaźnik średnich noszeń w postaci małego mechanizmu przyczepionego na szybie wysokościomierza. Miał on 3 wskazówki poruszające się odpowiednio z prędkością 1 m/s, 2 m/s, 3 m/s, proporcjonalnie do skali wysokościomierza. Po uruchomieniu mechanizmu zegarowego na dowol-

nej wysokości — wskazówka wysokościomierza wskazuje średnie noszenie, odczytywane między trzema wskazówkami odgrywającymi rolę rozszerzającej się skali.

Angielski pilot Goodhart zastosował na swoim szybowcu żyrobulo (wypożyczoną od lotnictwa wojskowego) dającą precyzyjne wskazania przy wykonywaniu zakrętów. Była ona szczególnie przydatna przy centrowaniu komina, gdy wykonuje się zakręt o 270°. Cena tego urządzenia wyklucza szersze jego stosowanie w szybownictwie. Na kilku szybowcach były zabudowane czechosłowackie żyrobulo LUN.

Na dwóch szybowcach były zabudowane małe (Ø 60) elektryczne horyzonty, których cena wynosząca 1600 dol. jest zbyt wysoka w porównaniu z ceną szybowca.

Na zakończenie można zauważyć, że na Mistrzostwach w Lesznie już się nie pojawiły tajemnicze (pod względem zasady działania) termowizory.

Literatura

1. D. F. Impression d'un vol en Phoebus. Aero Revue, nr 3, 1968, s. 128.
2. Schmitt D.: „Test: Phoebus C”, Flugrevue, nr 11, 1967, s. 29—31.
3. Schmitt S.: „Test: Glasflügel Libelle”, Flugrevue, nr 1, 1968, s. 33—40.
4. Nowakowski W.: „Szybowce z żywicy epoksydowych wzmacniane włóknem szklanym”, SZD, 1967.
5. Perard J.: „Le vol à voile à l'heure du plastique”, Aviation Magazine, nr 495, 1. 8. 1968, s. 39—41.
6. „New Finnish UTU”, Sailplane and Gliding, nr 5, 1966, s. 364—365.
7. „Le Wa-26 à l'heure du plastique”, Aviation Magazine, nr 474, 1. 9. 1967, s. 37.
8. Irving F.: „Flying the Slingsby T-51 Dart”, Flight, 14. 5. 1964.
9. Deane-Drummond T.: „A new vario-meter in practice”, Sailplane and Gliding, nr 4, 1968, s. 275—276.

Aktualności

naukowo-techniczne

poznasz

W

bibliotekach NOT

Metodyka wyznaczania trwałości konstrukcji lotniczych

Problem oceny własności zmęczeniowych samolotu nie jest jeszcze w pełni rozwiązany, a metody obliczeń trwałości konstrukcji są mało dokładne. Wynika stąd konieczność przeprowadzania badań zmęczeniowych całych samolotów. W artykule omówiono zagadnienie wyboru i przygotowania konstrukcji do badań, zagadnienie wyznaczenia wartości i częstości obciążeń samolotu w zależności od jego przeznaczenia i sposobu eksploatacji oraz zagadnienie odwzorowania obciążeń zmęczeniowych. Podano ważniejsze wytyczne przeprowadzania badań i przytoczono krótkie porównanie przewidzianych i rzeczywistych trwałości samolotów.

Prawdopodobieństwo katastrofy samolotu z powodu uszkodzeń zmęczeniowych jakiegokolwiek części konstrukcji jest obecnie niezmiernie małe. Taki stan osiągnięto od czasu, gdy zarówno konstruktor, jak i instytucje opiniująco-badawcze i użytkownik zostali w pełni zapoznani ze zjawiskami zmęczenia. Niemniej jednak ocena własności zmęczeniowych struktury samolotu nie jest jeszcze w pełni rozwiązany problemem.

Rozpatrując wytrzymałość przez analogię statyczną można przewidzieć, że w tym przypadku osiąga się duże korzyści z obliczeń wytrzymałości statycznej wszystkich elementów. Jednak, mimo faktu wprowadzenia w ostatnich czasach bardzo dokładnych metod obliczeń przewidywanej wytrzymałości statycznej, wymagane jest przeprowadzenie dowodu wytrzymałości przez próby statyczne. W odniesieniu do wytrzymałości zmęczeniowej metody obliczeń własności zmęczeniowych mają niestety znacznie niższy poziom pewności. W związku z tym badania zmęczeniowe całych konstrukcji są wymagane jako niezbędne do wyznaczenia trwałości konstrukcji.

Badania zmęczeniowe są obecnie powszechnie prowadzone dla wszystkich nowych konstrukcji lotniczych. W wyniku nagromadzonych doświadczeń z dotychczas przeprowadzonych badań i przez porównanie wyników badań z wynikami eksploatacji można sprecyzować pewne wymagania odnośnie metody badań w celu wyznaczenia trwałości nowych konstrukcji z odpowiednim poziomem pewności. Wymagania te można podzielić na:

- wymagania odnośnie do przygotowania samolotu do badań,
- wymagania odnośnie do wyznaczania obciążeń i realizacji w próbach,
- wymagania odnośnie do sposobu przeprowadzania samej próby.

Wybór i przygotowanie konstrukcji do badań

Wybór i przygotowanie konstrukcji do badań należy szczegółowo rozważyć. Koszt konstrukcji przeznaczonej do badań jest bardzo wysoki. Istnieje tendencja, aby go obniżyć przez drobne oszczędności polegające na dostarczeniu konstrukcji niekompletnej, tj. bez części tzw. nie pracującej. Takie postępowanie prowadzi do dużych błędów w wyznaczeniu trwałości. W związku z powyższym, zasadniczym wymaganiem jest, **aby konstrukcja dostarczona do badań była kompletna, tj. zawierała wszystkie elementy tzw. pracujące i nie pra-**

cujące oraz, że musi odwzorowywać samolot dla którego wyznaczamy trwałość.

To ostatnie wymaganie dotyczące dokładnego odwzorowania powinno być bezwzględnie przestrzegane, gdyż cechą charakterystyczną zjawiska zmęczenia konstrukcji jest fakt, iż małe zmiany mogą znacznie zmienić trwałość. Ogólnie można stwierdzić, iż wytrzymałość zmęczeniowa konstrukcji zależy od średniego poziomu naprężeń oraz od wpływów różnych lokalnych wycięć, otworów, połączeń nitowanych, sworzni itp. na miejscowy poziom naprężeń. Elementy tzw. nie pracujące mają wpływ na trwałość przez ich zamocowanie do struktury nośnej. Również brak lub obecność pewnych zespołów tzw. nie pracujących, takich jak owiewki, krawędzie opływu, mogą mieć wpływ na trwałość badanych zespołów. Wpływ ten może być spowodowany koncentracją naprężeń lub też korozją przez wycieranie, lub też koncentracją i korozją przez wycieranie jednocześnie.

Oczywiste jest więc twierdzenie, iż przy wyznaczaniu trwałości samolotów płatowiec przeznaczony do badań powinien być identyczny z płatowcami, dla których wyznacza się trwałość. Dotyczy to również sposobu wykonawstwa. Podczas produkcji wprowadza się zmiany technologii wykonania (np. technologii nitowania, kolejności montażu itp.). Należy w tym przypadku wziąć pod uwagę fakt, iż te drobne na pozór zmiany mogą mieć znaczny wpływ na trwałość zmęczeniową konstrukcji. Dlatego też np. prototyp, który nie spełnia powyższych warunków, nie może służyć dla wyznaczenia trwałości samolotów z serii, gdyż jest ona wyznaczona dla samolotu podobnego, a nie identycznego.

Obciążenia

Punktem wyjścia do określenia trwałości poszczególnych zespołów samolotu jest szczegółowe określenie przeznaczenia i przyszłego sposobu eksploatacji, tj. określenia prędkości i wysokości lotu, ciężaru, zużycia paliwa, czasu trwania lotu itp. Poniżej podano wykaz podstawowych danych informujących o sposobie użytkowania samolotu, umożliwiające wyznaczenie wartości i częstości obciążeń samolotu:

- opis przeznaczenia
- ciężar startowy
- średni ciężar w locie
- ciężar paliwa podczas startu
- zużycie paliwa podczas startu
- sposób i kolejność opróżniania zbiorników

- ciężar ładunku podczas lotu
- czas lotu
- prędkość i czas wznoszenia
- prędkość i średnia wysokość lotu nad powierzchnią ziemi
- prędkość i czas opadania przy podejściu do lądowania
- zadania specjalne
- procentowy udział czasu lotu nad morzem i ziemią
- ilość lądowań
- ilość hermetyzacji
- rejon użytkowania
- charakter nawierzchni lotnisk
- procentowy udział czasu lotu na poszczególne zadania.

Obciążenia od podmuchów można wyznaczyć z ogólnych danych o częstotliwości podmuchów podanych w [1] i [4] w sposób omówiony w [7]. Należy jednak w tym przypadku zwrócić uwagę na fakt, że dane statystyczne zostały wyznaczone na podstawie pomiarów przeciążeń w środku ciężkości samolotów. Dla samolotów o elastycznych skrzydłach podają one jedynie w przybliżeniu wartości obciążeń zmęczeniowych z uwagi na zjawisko dociążenia dynamicznego i drgania własne. Dlatego też przy nowych typach samolotów należy bezwzględnie przeprowadzić odpowiednie pomiary i analizy.

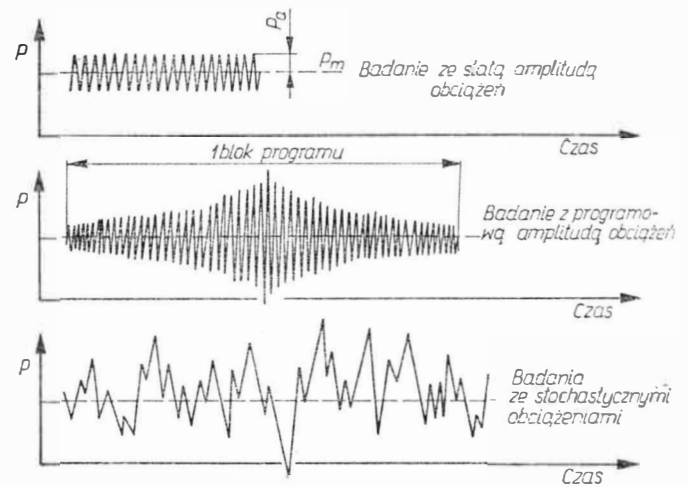
W przypadku samolotów specjalnego przeznaczenia należy dla każdego nowego typu samolotu wykonać pomiary statystyczne obciążeń przez pomiar przeciążeń w środku ciężkości samolotu (obciążenia układu nośnego samolotu), jak również bezpośredni pomiar obciążeń zmęczeniowych za pomocą elektrycznej tensometrii oporowej dla typowych zadań. Głównym problemem, który należy rozwiązać przy pomiarach, jest interpretacja i opracowanie zmieniających się w sposób przypadkowy obciążeń. Obecnie opracowano szereg metod statystycznego przedstawienia obciążeń zmęczeniowych. Część z tych metod związana jest z poszczególnymi typami aparatury pomiarowej, jak np.: rejestrator VGH, Fatiguemeter, Strain-range-counter. Celem analizy zmiennych jest umożliwienie wyznaczenia trwałości samolotu przez wybranie obciążeń do badań. Zagadnienie metod opracowania wyników pomiarów przyjętych w Instytucie Lotnictwa jest omówione szczegółowo w [6].

W oparciu o wyżej omówiony sposób wyznaczenia obciążeń należy przeprowadzić analizę obciążeń z punktu widzenia zmęczenia, zwracając uwagę na to, by obciążenia powodujące największe uszkodzenia zmęczeniowe podczas eksploatacji były właściwie odwzorowane. Sposób wyznaczania i ocena, które obciążenia należy uwzględnić, jest zagadnieniem skomplikowanym i dlatego nie omawia się go szczegółowo. Istnieją trzy sposoby odwzorowania obciążeń podczas badań zmęczeniowych podane na rys. 1.

Pierwszy sposób opiera się na ogólnym dążeniu prowadzenia badań możliwie najprostszymi urządzeniami, co prowadzi do badania przy stałej amplitudzie. Innym sposobem prowadzenia badań jest metoda dokładnego odwzorowania stochastycznych obciążeń eksploatacyjnych. Metoda ta wymaga skomplikowanych i bardzo kosztownych urządzeń do badań i dlatego dotychczas jest stosowana tylko do badań próbek lub

małych zespołów. Pośrednia metoda jest metodą programowanych obciążeń. Metoda ta jest obecnie coraz powszechniej stosowana przy badaniach nowych typów samolotów zarówno na Zachodzie, jak i w Polsce [11].

W powyższych metodach należy wprowadzić czasami dodatkowe obciążenia, np. obciążenia od kłap, obciążenia od podwozia, cykl startu i lądowania, obciążenia od nadciśnienia, co z kolei komplikuje przyjęty cykl obciążeń i zastosowane urządzenia. Z uwagi na fakt, iż kompleksowe badania zmęczeniowe całych samolotów mają na celu wyznaczenie trwałości eksploatowanych samolotów, **podstawowym wymaganiem jest, aby wartości i ilości obciążeń przyłożonych w próbach były równoważne obciążeniom samolotów będących w eksploatacji.**



1

Należy podkreślić, iż wpływ amplitudy na trwałość jest zasadniczy i w niektórych przypadkach błąd popełniony o 10% w ocenie amplitudy może spowodować błąd w ocenie trwałości o 50%.

Innym problemem jest fakt, iż w przypadku zrealizowania niewłaściwych obciążeń podczas próby mogą wystąpić uszkodzenia w zespołach lub miejscach różnych od tych, które występują podczas eksploatacji. W tej sytuacji nie zostanie spełniony jeden z celów badań, tj. nie zostanie właściwie opracowana instrukcja przeglądów i remontów.

Ważne podczas badań jest zagadnienie odwzorowania obciążeń wzdłuż całej konstrukcji. W tym przypadku przyjmuje się pewne założenia upraszczające. Dotyczy to przede wszystkim rozkładu obciążeń wzdłuż cięciwy, jak również skokowego rozkładu sił tnących wzdłuż rozpiętości. Uproszczenia te mają wpływ na wyniki badań. Uproszczenia, dotyczące odwzorowania obciążeń wzdłuż cięciwy, mogą być zastosowane do konstrukcji o dużym wydłużeniu względnym.

Dodatkowo należy stwierdzić, iż obliczeniowe rozkłady obciążeń są niedokładne w przypadku obciążeń powstałych w wyniku buffetingu i obciążeń naziemnych [8] i [9]. W tym przypadku należy każdorazowo badać rozkłady momentów gnących od sił tnących i momentów skręcających.

Realizacja badań

Badania zmęczeniowe samolotów prowadzi się na specjalnych stoiskach, które mają na celu zrealizowanie na ziemi odpowiednich obciążeń występujących w locie, zapewnienie odpowiedniego źródła energii dla wywołania tych obciążeń i zapewnienie odpowiedniego sterowania i kontroli przykładanych obciążeń.

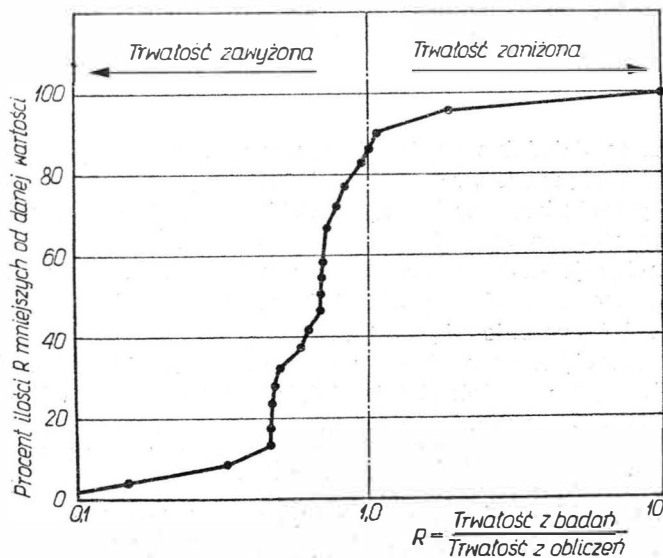
Problem odwzorowania odpowiednich obciążeń został omówiony w poprzednim punkcie. Tu należy zwrócić uwagę na fakt konieczności sprawdzenia przy uruchomieniu próby zmęczeniowej wartości i rozkładu obciążeń za pomocą pomiarów tensometrycznych, a następnie wartości i ilości przykładanych obciążeń podczas próby. Dodatkowo system kontroli powinien być wyposażony w niezbędny układ zabezpieczający przed przeciążeniem lub nawet zniszczeniem w sposób statyczny badanego obiektu wskutek zaburzeń w układzie sterowania.

Podczas badań należy w określonych odstępach czasu przeprowadzać szczegółowe przeglądy badanych zespołów w celu możliwie jak najwcześniejszego wykrycia uszkodzeń zmęczeniowych. Gdy pęknięcie zostanie odkryte, należy prowadzić ciągłą kontrolę prędkości propagacji, a gdy osiągnie ona zbyt duże wartości powodujące zmianę w rozkładzie naprężeń, pęknięcie należy wyremontować i prowadzić próbę dalej w celu wykrycia dalszych krytycznych miejsc konstrukcji. Tak wyznaczone kolejne miejsca uszkodzeń pozwalają na opracowanie odpowiedniej instrukcji przeglądów i remontów. Po zakończeniu badań konstrukcję należy zdemontować i dokonać szczegółowego przeglądu. Bardzo często znajduje się wówczas pęknięcia w miejscach najmniej oczekiwanych.

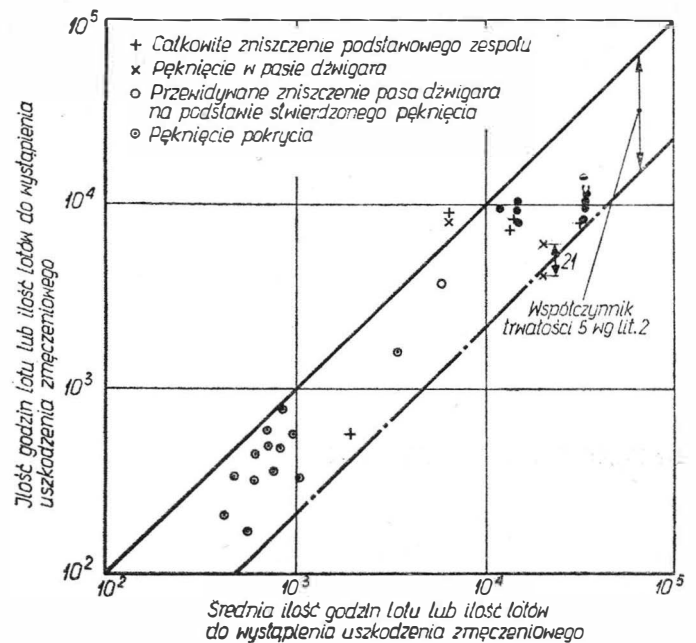
Porównanie przewidywanych i rzeczywistych trwałości samolotów

Badania zmęczeniowe wg poprzednio omówionej metodyki przeprowadzono dla prawie wszystkich współczesnych samolotów. Można obecnie na tej podstawie ocenić dokładność przyjętej metody wyznaczania trwałości. Na rysunku 2 porównano trwałość wyznaczoną za pomocą prób z trwałością wyznaczoną za pomocą obliczeń.

2



Porównanie wykazuje, iż prawie 90% samolotów ma trwałość obliczeniową większą od trwałości wyznaczonej za pomocą prób, a w 25% przypadków trwałość obliczeniowa jest dwukrotnie większa od wyznaczonej za pomocą prób. Powyższe wskazuje na możliwość popełnienia bardzo dużego błędu przy wyznaczaniu trwałości za pomocą obliczeń. Dla porównania na rys. 3 skonstruowano przypadki uszkodzeń występujące w trakcie eksploatacji z oszacowaniem trwałości za pomocą prób (przez uszkodzenia zmęczeniowe rozumie się nie tylko drobne pęknięcia pokrycia, ale również całkowite pęknięcia dźwigarów). Porównanie na rys. 3 wykazuje, iż pęknięcia mają tendencję wcześniejszego wystąpienia podczas eksploatacji niż podczas badań zmęczeniowych, co oczywiście może być spowodowane rozrzutem wytrzymałości zmęczeniowej, tj. faktem, że najpierw wystąpiły uszkodzenia w najsłabszych samo-



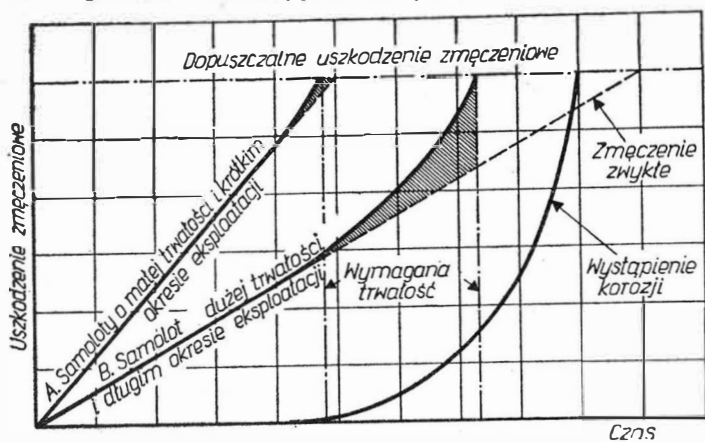
3

lotach. Jednocześnie zwraca uwagę fakt, iż współczynnik 5, przyjęty w wojskowych przepisach angielskich, jest wystarczający dla zabezpieczenia samolotów w eksploatacji przed zniszczeniem wskutek zmęczenia. Powyższe uwagi dotyczą konstrukcji, które mają wyznaczoną za pomocą prób bezpieczną trwałość (safe life). W przypadku konstrukcji o tzw. bezpiecznych pęknięciach (fail safe) należy stosować wartość współczynnika równą 2 (wg danych brytyjskich), ale wówczas badania całej konstrukcji muszą wykazać, iż prędkość propagacji pęknięć jest dostatecznie mała. W tym przypadku trwałość określa się indywidualnie dla każdego samolotu w zależności od ilości uszkodzeń zmęczeniowych i od opłacalności.

Zebrane dane statystyczne z dotychczasowych konstrukcji mających charakterystykę bezpiecznych uszkodzeń wskazują na poprawność i celowość tej nowej koncepcji.

Przy porównywaniu przewidywanych i rzeczywistych trwałości samolotu należy dodatkowo zwrócić uwagę na fakt, iż w analizie i próbach nie można odwzorować czynnika czasu, który ma znaczenie z uwagi na możli-

wość pojawienia się korozji, przyspieszającej w znacznym stopniu zużycie samolotu. Charakter wpływu czasu podano orientacyjnie na rys. 4.



4

Wnioski końcowe

Biorąc pod uwagę wiele założeń, poczynionych odnośnie do sposobu eksploatacji i wyznaczania obciążeń, oraz nieznaną wpływów warunków atmosferycz-

nych, można uznać, że przyjęta metodyka wyznaczania trwałości jest w pełni uzasadniona. Przedstawiona metoda zapewnia odpowiedni poziom bezpieczeństwa przy odpowiednim poziomie rentowności samolotu.

Literatura

1. Data Sheet Fatigue.
2. Atkinson R.: „Aircraft Fatigue, A Survey of Current Thought”. IAS Paper N 59-128 New York 1959.
3. Winkwort W.J.: „The Fatigue Testing of Aircraft Structures, Full-Scale Fatigue Testing of Aircraft Structures”.
4. Raithby K. D.: „A Method of Estimating the Permissible Fatigue Lies of the Wing Structure of a Transport Aircraft J.R.A.S. Vol. 65, rok 1961.
5. Raithby K. D.: „A Comparison of Predicted and Achieved Fatigue Lies of the Wing Structure of a Transport Aircraft Structures.”
6. Schijve J.: „The Analysis of Random Load-Time Histories with Relation to Fatigue Test and Life Calculations”, Fatigue of Aircraft Structures.
7. BCAR wyd. 64.
8. Borzyszkowski J.: „Pomiary, analiza oraz wyznaczanie obciążeń zmęczeniowych łoża silnika i tyłu kadłuba samolotu TS-11 „Iskra”. Praca wewn. I L.
9. Borzyszkowski J.: „Pomiary, analiza oraz wyznaczenie obciążeń zmęczeniowych łoża silnika AJ-14R samolotu PZL-104 Wilga 3”. Praca wewn. I L, nr arch. 6/Z-TK.
10. Borzyszkowski J.: „Sprawozdanie z badań zmęczeniowych tyłu kadłuba i usterzeń samolotu TS-11 Iskra”, Praca wewn. I L.
11. Borzyszkowski J.: „Sprawozdanie z badań zmęczeniowych łoża silnika AI-14R samolotu PZL-104 Wilga 3”, Praca wewn. I L, nr arch. 14/Z-TK.

Dr BRONISŁAW DOSTATNI

388.9:656.7

EKONOMICZNE PROBLEMY TRANSPORTU LOTNICZEGO A PROGNOZY JEGO ROZWOJU

Stan rozwoju i postępu w technice lotniczej zobowiązuje do równoległego, a nawet wyprzedzającego kształtowania ekonomiki lotnictwa. Szczególnie ważnym problemem staje się opracowywanie prognoz zapotrzebowania na tabor, u podstaw których leży popyt na przewozy pasażerskie i towarowe. Prognozy takie obejmują oddzielnie szlaki lotnicze czy zespoły kontynentów. Szereg instytutów i przedsiębiorstw lotniczych w oparciu o metody matematyczne oraz znajomość warunków ekonomicznych ustala prognozy do 1990 r.

W zakresie rozwoju lotnictwa można zaobserwować podwajanie potencjału przewozowego czy prędkości co każde 10 lat. Podobne tempo rozwoju mają tylko nieliczne dyscypliny naukowo-techniczne.

W ślad za tak wysokim tempem rozwoju techniki lotniczej idzie w parze ilość pracowników naukowych zaangażowanych w tej dyscyplinie wiedzy, a przede wszystkim niewspółmiernie wzrasta ilość publikowanych opracowań. Czy jednak nastąpi w tej dziedzinie punkt nasycenia pozwalający na stabilizację konstrukcji sprzętu, jego procesów eksploatacyjnych, czy wreszcie — racjonalnego wykorzystania? W przypadku techniki lotniczej trudno jest odpowiedzieć na to pytanie, bowiem pomijając zainteresowanie strategów,

jest to dziedzina pasjonująca współczesny świat naukowy, a przede wszystkim dziedzina wyznaczająca postęp techniczny w szeregu działów produkcji i nauki. Ten stan rozwoju i postępu w technice lotniczej zobowiązuje do równoległego a nawet wyprzedzającego kształtowania ekonomiki lotnictwa. Pod pojęciem ekonomiki rozumie się w tym przypadku zastosowanie w szerokim tego słowa znaczeniu rachunku ekonomicznego w całokształcie działalności usługowej lotnictwa. W lotnictwie należy szczególnie dążyć do koncentracji wysiłków i integracji myśli technicznej i ekonomicznej. Zasada taka staje się konieczna z uwagi na wysoki stopień jednostkowych nakładów inwestycyjnych a jednocześnie dających małe efekty przy

zawężonym procesie produkcyjnym. Dotyczy to w szczególności transportu lotniczego, gdzie opłacalny przedział wielkości przedsiębiorstwa uzależniony jest od szeregu elementów technologicznych i eksploatacyjnych. Nowoczesne przedsiębiorstwo lotnicze powinno posiadać strukturę jednorodną pozwalającą na specjalizację w określonym typie przewozów, jak to ma miejsce w przedsiębiorstwach BOAC lub KLM. Dominującymi są tam przewozy długodystansowe łącznie z trasami dookoła globu ziemskiego. Szereg przedsiębiorstw ma strukturę wieloczynnościową, jak np. Aeroflot, gdzie zakres przewozów obejmuje przewozy od lokalnych do międzynarodowych. Trudno natomiast mówić o rentowności przedsiębiorstwa lotniczego dysponującego ograniczonym asortymentem sprzętu, nie mającym ustabilizowanej pozycji na rynku światowym, a także działającym w zawężonym układzie przestrzennym. W związku z powyższym występuje ścisły związek między strukturami geograficzno-ekonomicznymi a postępem technicznym w lotnictwie. Nasza dotychczasowa znajomość zachodzących związków między strukturą ekonomiczną a tempem rozwoju techniki lotniczej była i jest niewystarczająca, dalece za mała do wyznaczania kierunków produkcji czy nawet zakupu sprzętu. Luka ta dotyczy przede wszystkim krajów skazanych na kosztowny import nowoczesnego sprzętu i dostosowania się w tym względzie do poziomu lotniczych potęg światowych. Obiektywne trudności kształtujące rozwój lotnictwa transportowego tym bardziej zobowiązują do szczegółowego opracowania naukowych metod określenia ekonomicznej efektywności wprowadzenia do eksploatacji nowej techniki.

Problem ten w ujęciu kompleksowym staje się palący dla potrzeb naszej działalności inwestycyjnej. Samolot w oparciu o założenia konstruktora buduje się dla określonych celów i dlatego też zgodnie ze swoim przeznaczeniem powinien on odpowiadać stawianym warunkom. Warunki takie wyznacza zespół specjalistów, a przede wszystkim przyszły użytkownik, którego interesuje postulat zasadniczy — rentowność i bezpieczeństwo.

Zasady prognozowania przewozów lotniczych

Zastosowanie modelu dowolnej gałęzi transportu dla ustalenia popytu i podaży z zachowaniem idealnej równowagi w badaniach w lotnictwie jest bardzo trudne z uwagi na jego szybkie tempo rozwoju. W transporcie naziemnym prognozy przewozowe obejmują zazwyczaj perspektywę najbliższych 15—20 lat, z tym jednak, że pewne wyprzedzenie bierze się dla urządzeń bardziej trwałych jak np. mosty czy tunele.

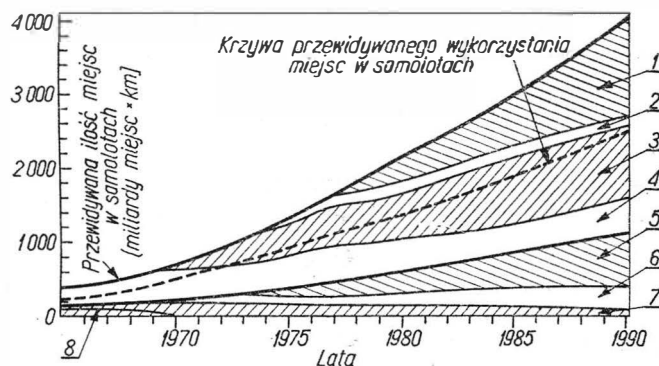
Lotnictwo wymaga bardziej wnikliwego zakresu badań, bowiem postęp techniczny jest tutaj niewspółmierny do skali popytu. Wystarczy nadmienić, że naddźwiękowe samoloty pasażerskie, które po roku 1970 wejdą do eksploatacji, nie mają jeszcze bliżej sprecyzowanego zakresu użyteczności. Prognozowanie przewozów lotniczych odbywać się musi w oparciu o przyjęty punkt wyjściowy, np. początek ery samolotu odrzutowego, kolejnym etapem początku badań może być wspomniany już moment wprowadzenia samolotu naddźwiękowego i autobusu powietrznego. O powodzeniu jednak samolotu jako środka masowej uży-

teczności zadecydują głównie taryfy, a poza tym takie czynniki jak: położenie geograficzne, poziom ekonomiczny ludności (wzrost dochodu narodowego), gęstość zaludnienia z uwzględnieniem struktury ludności, międzynarodowe powiązania handlowe itp.

Obserwacje ostatnich lat potwierdzają pewien niedosyt w zakresie przewozów (pozorny z uwagi na nie wykorzystane miejsca na pokładach samolotów). Ocenic to można na przykładzie Stanów Zjednoczonych i Związku Radzieckiego. W krajach tych roczny przyrost przewozów lotniczych jest wyższy aniżeli wzrost dochodu narodowego. Np. w Stanach Zjednoczonych począwszy od 1958 r., to znaczy od wprowadzenia do eksploatacji samolotów odrzutowych, średnie roczne tempo przyrostu przewozów wynosi 10,5%, natomiast dochód narodowy wzrastał w tym okresie zaledwie o 3,4%. Przewiduje się, że w Stanach Zjednoczonych średnie tempo rozwoju przewozów pasażerskich do 1970 r. wynosić będzie 13,5%, a dalej do 1980 r. tylko 8,9%.

Przyjmując założenie, że tempo przyrostu przewozów będzie jeszcze wyższe w Europie Zachodniej, konieczne staje się przeprowadzenie badań w zakresie potrzeb na tabor. Na rys. 1 przedstawiono wyniki takich badań przeprowadzonych przez Instytut Transportu Lotniczego w Paryżu (ITA), które przedstawiają rozwój taboru do 1990 r. Wyniki prezentują również strukturę ilościową i jakościową taboru. Bardziej interesujące jest jednak, jak będzie się kształtował popyt na usługi lotnicze w podobnym przedziale czasu? Metodą ekstrapolacji uzupełnić można obraz taboru

Przewidywania rozwojowe taboru lotniczego wg określonych grup do 1990 roku



1200	samolotów średniego zasięgu	— 100 pasażerów
1200	„ „ „ „	— 150 pasażerów
1200	„ „ „ „	autobusów powietrznych — 300 pasażerów
1000	„ „ „ „	dalekiego zasięgu — 150 pasażerów
900	„ „ „ „	— 400 pasażerów
300	„ „ „ „	„Concorde” — 120 pasażerów
450	„ „ „ „	Boeing — 300 pasażerów
1	— samoloty naddźwiękowe	Boeing 2707
	— 300 pasażerów	
2	— samoloty naddźwiękowe	„Concorde”
	— 120 pasażerów	
3	— autobusy powietrzne	Boeing 747
	— 400 pasażerów	
4	— samoloty dalekiego zasięgu	DC-8, Boeing 707
	— 150—250 pasażerów	
5	— autobusy powietrzne średniego zasięgu	
	— 300 pasażerów	
6	— samoloty średniego zasięgu	Boeing 727
	— 150—200 pasażerów	
7	— samoloty średniego zasięgu	— 100 pasażerów
8	— śmigłowce	

(podaży) krzywą popytu. Naniesiona krzywa ma charakter przybliżony i potwierdza niezmienny poziom wykorzystania powierzchni oferowanej przez przedsiębiorstwa lotnicze. W tym względzie zaistnieć jednak mogą zasadnicze zmiany wynikające przede wszystkim z obniżenia taryf względnie łączenia przewozów pasażerskich i towarowych.

Zakres prac zmierzających do ustalenia prognoz rozwoju lotnictwa transportowego dotyczyć może oddzielnego portu, systemu kierowania ruchem lotniczym, przemysłu lotniczego czy nawet kompleksowych problemów w odniesieniu do jednego lub wielu przedsiębiorstw lotniczych.

Wspomniany Instytut (ITA) ma przeprowadzone już badania tego typu obejmujące metody określania potencjalnych możliwości przewozowych między dwoma dowolnie wybranymi punktami czy między określonymi obszarami geograficznymi.

Prognozowanie takie stanowiące konkretny plan rozwojowy o długim okresie czasu ma istotne znaczenie dla przemysłu lotniczego i stanowi dla niego element zdolności popytu na nowy sprzęt, a tym samym ustalenie wielkości produkcji.

Wzorując się na innych działach gospodarki narodowej w prognozowaniu rozwoju lotnictwa uwzględnić również należy następujące okresy:

- okres eksperymentalny;
- okres intensywnego rozwoju;
- okres dalszego rozwoju, lecz z zanizoną tendencją intensywności wzrostu;
- okres przyszłości, gdzie tempo rozwoju osiąga pewną stabilizację uzależnioną od poziomu rozwoju ekonomicznego.

W procesie rozwojowym transportu próbowano zastosować różne modele prognozowania. Do roku 1960 przydatny był model prof. Tinbergena, który przedstawiał się następująco:

$$y = \frac{(1 \pm p)^t}{1 + e^{-kt}}$$

gdzie:

- y — ogólne tendencje przewozów lotniczych,
- t — czas wyjściowy (dla obliczeń przyjmowano rok 1955),
- p — 7% minimalny przyrost przewozów lotniczych w okresie rocznym,
- k — 0,2 stała współczynnik.

Powyższy model dawał jednak pożądane rezultaty do 1960 r. a więc do okresu przejścia na sprzęt bardziej nowoczesny.

W 1960 r. firma Hawker Siddeley zaproponowała następujący model:

$$y = a + bt^n$$

W modelu tym rok 1955 przyjęto za 1. W obliczeniu rok 1960 $y = 2,3$ natomiast 1965 $y = 4,5$. Taki wzrost potwierdziła zresztą praktyka. W oparciu o powyższy model dokonano obliczeń do 2000 r. Wyniki obliczeń przedstawiono na rys. 2, gdzie zresztą wartości pokrywają się z treścią rysunku 1.

Odchylenia od powyższych wartości w programie perspektywnym mogą nastąpić jedynie w przypadku gwałtownych przemian politycznych np. rozbrowienia, a tym samym przekazania sprzętu wojskowego na po-

trzeby życia gospodarczego. W wyniku powyższego nastąpić może również gwałtowny wzrost dochodu narodowego ludności poszczególnych krajów, co pociągnie za sobą wzrost zapotrzebowania na przewozy lotnicze.

Bardziej zaawansowane są prace nad prognozowaniem przewozów między poszczególnymi regionami geograficznymi globu ziemskiego, czy nawet między poszczególnymi miastami.

Rozpocznijmy od badań C. D. Harrisa, który rozpatruje potencjalne wielkości rynku pasażerskiego określonych ośrodków miejskich:

$$P = E \frac{M}{d}$$

gdzie:

- P — wartość potencjalna rynku pasażerskiego,
- E — współczynnik dochodu narodowego,
- M — ilość mieszkańców w mln osób,
- d — odległość między cząstkowymi rynkami wymiany w tys. km.

Jeszcze inne badania przeprowadził autor angielski G. Mc. Coach w odniesieniu do rynku krajowego Wielkiej Brytanii oraz na szlaku północnoatlantyckiego. Model Coacha ma praktyczne zastosowanie przy równorzędnych ośrodkach mających połączenia lotnicze:

$$T = K \frac{p_1 \times p_2}{d^2}$$

gdzie:

- T — potencjalna wielkość rynku pasażerskiego dla przewozów lotniczych,
- p_1, p_2 — ilość ludności w badanych ośrodkach miejskich czy regionach w mln,
- d — odległość między badanymi ośrodkami w tys. km,
- K — współczynnik dochodu przypadający na jednego mieszkańca.

Model powyższy ma praktyczne zastosowanie przy jednakowych ośrodkach zarówno pod względem struktury społeczno-ekonomicznej, jak i nawet narodowościowej. Przy ośrodkach różniących się, jak to ma miejsce np. w relacji Europa zachodnia — Bliski Wschód, metody matematyczne mają ograniczone zastosowanie.

W warunkach zróżnicowanego świata pod względem struktur ekonomicznych dość dokładnie przedstawić można tendencje rozwojowe rynków lotniczych za pośrednictwem metod kartograficzno-statystycznych. Wiadome jest np., że przewozy międzynarodowe w stosunku do przewozów globalnych wykazują znacznie szybszą tendencję rozwojową. Fakt powyższy świadczy o roli lotnictwa transportowego jako czynnego instrumentu wzajemnych powiązań państw i kontynentów. Oznacza to również, że w przypadku rozbrowienia i dużej swobody wymiany międzynarodowej powiązania te znacznie rozszerzyłyby się.

W świetle powyższego popatrzmy wstępnie na niektóre istotne elementy składające się na proces badawczy w ekonomice transportu lotniczego. Wiadome jest również, że przedstawione wartości na rysunkach zobowiązują już nie tylko przedsiębiorstwa lotnicze ale instytuty państwowe do prowadzenia gruntownych studiów z zakresu ekonomiki transportu lotniczego. Badania ekonomiczne w transporcie lotniczym muszą być wyjątkowo precyzyjne, bowiem najmniejsze

odchylenie w tym względzie lub niedopasowanie typu samolotu do potrzeb rynkowych przynieść może niepowetowane straty. Dlatego też badaniami objąć należy okres od wprowadzenia samolotu do eksploatacji w przedsiębiorstwie aż do jego likwidacji. Skrócenie czasu w dowolnej sytuacji eksploatacyjnej przyniesie przedsiębiorstwu poważne wartości materialne. Popatrzmy na formułę przedstawiającą samolot jako środek produkcji w przedsiębiorstwie w ciągu jednej doby:

$$24 \text{ godz} = T_b + T_m + T_g + T_s + T_w$$

gdzie:

T_b — czas lotu wg rozkładu,

T_m — czas niezbędny dla obsługi technicznej,

T_g — czas pobytu samolotu na peronach,

T_s — czas pobytu w rezerwie i pracach okresowych,

T_w — czas nie wykorzystany.

Oznaczając ilość rejsów przez N , wykonanych przez samolot w ciągu doby, a przez t czas przeznaczony na jeden lot otrzymujemy:

$$24 - T_w = N (T_b + T_m + T_g + T_s)$$

$$\text{skąd } N = \frac{24 - T_w}{T_b + T_m + T_g + T_s}$$

Z koleiienne wykorzystanie samolotu przedstawić można następująco:

$$NT_b = \frac{24 - T_w}{1 + \frac{T_m}{T_b} + \frac{T_g}{T_b} + \frac{T_s}{T_b}}$$

Każdy z tych elementów jest szczegółowo badany przez przedsiębiorstwa lotnicze. I tak ograniczenia czasu T_w dokonuje się poprzez wykonywanie obsługi technicznej w ciągu nocy. Jednak każdy typ samolotu charakteryzuje się określonymi właściwościami,

dlatego też wymaga odrębnych badań: $\frac{T_m}{T_b}$ uzależ-

nione jest od właściwości technologicznych samolotu, dostępności węzłów czy agregatów dla obsługi tech-

nicznej, $\frac{T_s}{T_b}$ reprezentuje poziom obsługi technicznej

uzależniony od właściwości konstrukcji i wyposażenia

samolotu, $\frac{T_g}{T_b}$ jest funkcją prędkości wg rozkładu

i osiągniętych norm obsługi na peronie.

Wszystkie przedsiębiorstwa lotnicze tak dostosowują infrastrukturę lotniska, ażeby jej całość pracowała w interesie maksymalizacji T_b .

Pewne prawidłowości eksploatacyjne określonych typów samolotów z zachowaniem jak najwyższych wskaźników ekonomicznych przedstawimy w kolejnych numerach TLiA.

Inż. BOGUSŁAW GRUCHELSKI

Przegląd i ocena tworzyw stosowanych w budowie samolotów komunikacyjnych

Postęp w budowie samolotów uzależniony jest ściśle od rozwoju materiałów konstrukcyjnych. Muszą one odznaczać się nie tylko wysoką wytrzymałością przy małym ciężarze właściwym, ale również trwałością. Ponadto muszą być łatwo obrabialne, podatne do kształtowania, łatwe do łączenia itp. Decydujące znaczenie dla trwałości samolotu ma dobór odpowiednich tworzyw na płatowiec, gdyż ciężar pustego płatowca wynosi 70—80% ciężaru konstrukcji nośnej samolotu, a 50% całego samolotu (rys. 1). Warunki pracy elementów płatowców są bardzo ciężkie.

Jako przykład wartości obciążeń dynamicznych, na które narażone są pewne części konstrukcji płatowca, można podać obciążenie podwozia i skrzydeł w czasie kołowania przed startem i po wylądowaniu oraz pod-

czas zetknięcia się kół z ziemią. Jeśli porównać drogę jazdy samolotu pasażerskiego krótkiego zasięgu — 30 000 startów i lądowań po 2,5 km — z drogą jazdy samochodu osobowego w czasie całkowitego okresu ich eksploatacji, to okaże się, że samolot przejeżdża około 150 000 km i więcej, a więc drogę równą drodze samochodu osobowego.

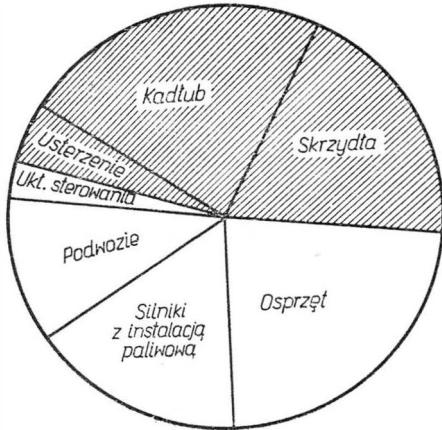
Rosnące wymagania co do wytrzymałości dynamicznej utrudniają właściwy dobór tworzywa. Jednocześnie przy zwiększeniu trwałości np. z 20 000 do 30 000 godzin trzeba liczyć się ze wzrostem ciężaru płatowca o 10% i wzrostem kosztów o 5%. W zamian uzyskuje się większe bezpieczeństwo, krótszy czas przestoju z powodu uszkodzenia kontroli obsługi, dłuższy czas użytkowania w okresach międzynaprawczych. W przepisach budowy samo-

lotów wprowadzono warunek, że dla wszystkich części konstrukcyjnych obciążonych dynamicznie musi być podawany okres wytrzymałości eksploatacyjnej (trwałości); dla samolotów pasażerskich, dyspozycyjnych, wynosi on obecnie 20 000 godzin, dla większych samolotów pasażerskich 30 000 do 40 000 godzin. Z tego względu trzeba prowadzić pracochłonne wykazy godzin i minut pracowanych przez poszczególne zespoły samolotu. Staranny dobór materiałów i szereg przedsięwzięć spowodowały wyraźny spadek ilości uszkodzeń płatowców. Statystyki dla pięciu różnych typów samolotów produkcji zachodniej podają, że na 346 wypadków 16 spowodowanych zostało z winy materiału, przy czym zaliczane są tu zarówno pęknięcia konstrukcji, jak i uszkodzenia mechanizmów, 25% uszkodzeń materia-

łu spowodowało uszkodzenia silników, 45% uszkodzenie podwozi i mechanizmów wciągających. Tak więc domniemanych uszkodzeń płatowców z winy materiałów było 30%, tj. 5 wypadków, stanowiących zaledwie 1,5% wszystkich analizowanych wypadków.

Stopy metali

Do chwili obecnej pierwsze miejsce wśród tworzyw lotniczych zajmują



Podział ciężaru pustego samolotu

utwardzone stopy aluminium, stanowiąc 90% wszystkich stosowanych stopów metali w samolotach o prędkościach do $Ma = 2,5$. Powłoki nowoczesnych samolotów komunikacyjnych, jak Boeing 737, BFB 320 i HP-137, zostały zbudowane dokładnie w 90% ze stopów aluminiowych. We wszystkich krajach rozwiniętych przemysłowo poprawia się bez przerwy własności tych stopów, a przede wszystkim podnosi ich wytrzymałość. Niemniej dalsze podnoszenie wytrzymałości np. przez dodatek cynku jest problematyczne, gdyż stop aluminium z cynkiem można stosować jedynie warunkowo.

Zastrzeżenia powstały w związku z szeregiem katastrof samolotów de Havilland Comet. Gdy stwierdzono, że katastrofy zostały spowodowane przez pęknięcie zmęczeniowe wskutek koncentracji naprężeń w kadłubie w kątach okien, całą uwagę skierowano na zmęczenie materiałów. Badania stopów aluminiowych o dużej wytrzymałości dowiodły, że przez podnoszenie wytrzymałości nie osiąga się jednocześnie podniesienia trwałości. Przekonano się, że części ze stopów aluminiowych uszlachetnionych cynkiem są wrażliwe na działanie karbów i poddane obciążeniom

żeńiom tętniącym lub przemiennym są mniej wytrzymałe niż części ze stopów Al Cu Mg.

Wysokoodporne stopy Al Cu nie są spawalne, co utrudnia łączenie części z nich wykonanych; poza tym nie są podatne na obróbkę plastyczną. Na części nie obciążone silnie można stosować stopy Al Mg Si; których wytrzymałość daje się poprawić przez utwardzanie dyspersyjne. W miarę udoskonalania stopów Al Zn Mg stworzono stopy spawalne, które można stosować również na konstrukcje mocno obciążone. Po powtórnym utwardzeniu stopu Al Zn MgI po spawaniu — wraca niemal w pełni jego pierwotna wytrzymałość. Stop Al Zn Mg3 osiąga $Re = 48 \text{ kG/mm}^2$, $Rm = 52 \text{ kG/mm}^2$, $\Delta = 10-12\%$, co pozwala stosować go obok innych stopów Al o wysokiej wytrzymałości.

Stopy magnezu były zawsze interesujące dla konstruktorów lotniczych ze względu na bardzo korzystny stosunek wskaźnika wytrzymałości do ciężaru właściwego. Niestety mała odporność na korozję ogranicza ich zastosowanie w nowoczesnych samolotach komunikacyjnych, jakkolwiek nie wyklucza; powłoki z tworzyw sztucznych stwarzają tu nowe możliwości.

Na części pracujące w wyższych temperaturach przygotowano stopy magnezu i toru, jak HK 31A i HM 21A (oznaczenia wg specyfikacji amerykańskiej ASTM), przewyższające znacznie stopy aluminium pod względem wytrzymałości cieplnej w odniesieniu do wytrzymałości właściwej¹. Przy wytrzymałości na rozciąganie $Rm = 28 \text{ kG/mm}^2$ w temperaturze 20° zachowują jeszcze 50% wytrzymałości początkowej w temperaturze 300°, a można je stosować jeszcze przy temperaturze 450°, a więc doskonale nadają się do produkcji obręczy kół i bębnow hamulcowych.

Stal, licząc wagowo, stosowana jest w budowie płatowców w ilości 3—5%, i to głównie na okucia złączy oraz śruby, łączące części skrzydeł, kadłuba i sterów. Jako tworzywa na takie części konstrukcji, jak dźwigary, wręgi, żebra oplaca się ją stosować tylko wówczas, gdy jej wytrzymałość $Rm > 150 \text{ kG/mm}^2$, co wynika z porównania ze stopem alu-

¹ Wytrzymałość właściwa — stosunek wytrzymałości wyrażonej w kG/mm^2 do ciężaru właściwego wyrażonego w G/cm^3 . Wytrzymałość właściwą — wyraża się w km.

² Sztywność właściwa — stosunek modułu sprężystości E do ciężaru właściwego.

miniowym, dla którego wytrzymałość właściwa $\sigma/\gamma = 53/2,8 = 19 \text{ km}$, stąd dla stali $Rm = 19 \cdot 7,8 \approx 150 \text{ kG/mm}^2$. Taką wytrzymałość mają np. stale chromowo-niklowe, 17—7 PH. Ich wadą jest to, że budowę martenzytyczną, niezbędną dla tak wysokiej wytrzymałości, można uzyskać jedynie przez obróbkę podzerową. W związku z tym opracowano nowe, wysokoodporne i nierdzewne stale stabilizowane, których granica plastyczności została podniesiona do 200 kG/mm^2 i wyżej. Są dobrze spawalne i wykazują małe skłonności do odkształceń w czasie obróbki cieplnej. Stale ze względu na wysoką ciągliwość i dobrą wytrzymałość zmęczeniową można bezpiecznie stosować na okucia. Jeśli jednak przeanalizuje się korzyści, płynące z zastosowania wysokowytrzymałej stali na konstrukcję skorupową płatowca, to wynika niezbicie, że stale nie mogą równać się z wysokowytrzymałymi stopami aluminiowymi. Np. konstrukcje obciążone siłami wzdłużnymi — jak górna część skorupy skrzydła — są obliczone na wyboczenie i dla nich decydującą jest sztywność. Przy porównaniu ciężarów różnych materiałów dla wyboczenia prętów ważny jest wskaźnik E/γ (sztywność właściwa)², a dla

wyboczenia płyt wskaźnik $\sqrt[3]{E/\gamma}$. Wskaźnik sztywności cienkościennych płyt ze stali wynosi $\sqrt[3]{21\,000} \cdot 7,8 = 3,5$, ze stopów aluminium $\sqrt[3]{7000/2,8} = 6,8$. Jak widać, stalowe części konstrukcyjne są dwukrotnie cięższe przy tej samej sztywności. Konstrukcja przekładkowa (sandwich) wypada trochę korzystniej dla stali pod względem ciężaru, gdyż otrzymane wartości leżą między $\sqrt{E/\gamma}$ i E/γ .

Wreszcie metale, które zdobywają coraz większe znaczenie w budowie samolotów, to tytan i beryl. Stopy tytanu stworzyła technika budowy statków kosmicznych i stosuje je dotychczas w 90%. W lotnictwie głównym ich użytkownikiem na początku było wojsko. Z biegiem czasu udział wagowy stopów tytanu w konstrukcjach płatowców rósł: 0,3% w Boeingu 707, 1,84% w Boeingu 727 i 2,66% w Boeingu 737. W Boeingu 747 użyto już 9,2% tytanu. Obecnie nastąpił wielki skok w udziale tytanu: płatowiec Boeinga 2707, przeznaczony do prędkości $Ma = 2,7$ zbudowano w 90% z tytanu. Ceny tego metalu spadły na tyle, że można go już stosować w samolotach pasażerskich. Oczywiście w budowie pla-

towców użycie jego ograniczone jest w dalszym ciągu do części najbardziej obciążonych (w samolotach o $Ma = 2$) jak okucia połączeń, końce dźwigarów, śruby i sworznie różnych rodzajów. Osłony narażone na działanie wysokich temperatur, gondole silników, ściany ogniowe, przewody do gorących ośrodków (o temperaturze do 500°) produkowane są z powodzeniem z tytanu. Siłowe części konstrukcji wykonywane są jako części prasowane. Stosuje się na nie różne stopy: najczęściej Ti-6Al-4V, dobrze kowalny, spawalny o wytrzymałości $R_m = 100\text{--}120$ kG/mm², z maksymalną wytrzymałością właściwą 26,5 km jest o 30% lepszy od najtrwalszych stopów aluminiowych. Podobne własności ma Ti-7Al-4Me. Najwyższą wytrzymałość $R_m = 160$ kG/mm² osiąga Ti-13V-11Cr-3Al. Obok małego wydłużenia względnego przy rozciąganiu i większej wrażliwości na działanie korbów ma wąski zakres temperatur obróbki cieplnej. Stop Ti-6Al-6V-2Sn wykazuje ogólnie dobre własności technologiczne i wytrzymałościowe, które mogą być jeszcze poprawione przez dodatek 3,5% cynku, 1% miedzi i 1% żelaza. Czysty beryl ma wysoką wytrzymałość. Jako materiał prasowany ma wytrzymałość właściwą 33 km, ale jest bardzo mało plastyczny. Lepsze własności mają jego stopy z aluminium, np. stop 62% Be i 38% Al jest dobrze plastyczny i spawalny; wytrzymałość właściwa wynosi $\sigma/\gamma =$

$= 40/2,1 = 19$ km, moduł E jest równy modułowi stali, a wskaźnik sztywności $E/\gamma = 10\ 000$ km jest czterokrotnie wyższy niż u innych wysokoopornych stopów, włączając w to stopy tytanu. Ta przewaga uwidacznia się szczególnie w wysokich temperaturach, w których jedynie stopy tytanu mają lepszą wytrzymałość, ale przy gorszej sztywności. Gdyby nie ostre przepisy, obowiązujące przy szkodliwej dla zdrowia obróbce stopów berylu, mała plastyczność i wysoka cena, można by zaoszczędzić do 30% ciężaru płatowca, stosując jego stopy. Amerykanie wprowadzając w najnowszym kolosie transportowym C-5A na miejsce stalowych bębnow hamulcowych tarcze z berylu o ciężarze 650 kG zaoszczędzili 820 kG ciężaru.

Tworzywa sztuczne

Tworzywa sztuczne wzmocnione szklanymi włóknami jako materiałem łącznym odznaczają się doskonałymi własnościami dla lekkiego budownictwa i zdobywają coraz szersze zastosowanie w budowie samolotów. Już 15 lat temu Fokker, „Friendship” miał wykonane z tworzyw sztucznych nie tylko szereg mniej obciążonych części jak pokrycie, końcówki usterzenia, powierzchnie spływu płatów, ale również — tytułem próby — krawędzie natarcia płatów. W międzyczasie rozszerzono zastosowanie ich również

na siłowe fragmenty konstrukcji, leżące w zewnętrznych częściach płatów, osłony wewnętrzne i zewnętrzne jak np. osłona radaru, ze względu na dobrą przenikalność. Ostatnio Boeing 707 otrzymał poszycie między tylnym dźwigarem a lotkami na skrzydłach i na statecznikach. Na częściach pozostających pod ciśnieniem, jak np. poszycie główne płatów tworzywa sztuczne nie mogą być stosowane. Porównanie wskaźników wykazuje, że nie uzyskuje się tą drogą żadnego zysku ciężaru, a odkształcenia są zbyt duże (niezależnie od spadku wytrzymałości przy podwyższonej temperaturze). Sztuczne żywice jako materiał wypełniający dla włókien sztucznych są bardzo korzystne ze względu na swoją przyczepność, podatność na obróbkę plastyczną i łatwość łączenia. Jednakże mała wytrzymałość i jej spadek ze wzrostem temperatury, w porównaniu ze znacznie lepszymi własnościami włókien szklanych ograniczają zakres zużycia zbrojonych tworzyw sztucznych. Stąd ustawiczne próby w kierunku udoskonalania jakości wypełniaczy, doboru lepszych włókien i optymalnej kombinacji obu składników. Zastosowanie wysoko-wytrzymałych, lekkich metali jako wypełniaczy w połączeniu ze znaczną wytrzymałością nowych rodzajów włókien z grafitu boru i boru musi przynieść dużą poprawę własności włókien zbrojonych również w zakresie wytrzymałości cieplnej.

Dokończenie z II str. okł.

towych. Pasażerowie dostają się do budynków satelitarnych tunelami podziemnymi za pośrednictwem „ruchomych dywanów”. Jedynie bagaże osobiste i ładunki towarowe nie mają tego przywileju i przewożone są na poziomie płyt lotniska. O kompleksowym rozwiązaniu lotniska świadczą układy drogowe. Lotnisko ma bezpośrednie połączenie z autostradą, rozległe parkingi pozwalające na parkowanie 2000 samochodów, do dyspozycji których na miejscu znajduje się stacja obsługi. Rozwój lotniska w dużej mierze przypisać należy zarówno władzom centralnym, jak i kantonalnym. Lotnisko traktowane jest bowiem jako czynnik ekspansji ekonomicznej oraz ośrodek bezpośrednich kontaktów z narodami świata. Ponadto bogate zagłębie lemańskie oraz przyległe obszary francuskie traktują lotnisko jako ważny punkt komunikacyjny miejscowej ludności.

Niektóre szczegóły techniczne

Główny pas startowy o długości 3900 m i szerokości 50 m pozwala na lądowanie samolotów o ciężarze ponad 300 ton. Lotnisko ma pełne wyposażenie radionawigacyjne i świetlne pozwalające na lądowanie w dowolnych warunkach meteorologicznych. Natężone światła pasa startowego może być regulowane względem ogólnego oświetlenia lotniska, co pozwala na uzyskanie kontrastu. Pas startowy o kierunkach 5/23 na dominującym kierunku 23 wyposażony jest

dodatkowo w radiolatarnię lądowania oraz specjalne oświetlenie o dużej intensywności. Pas lądowania ma połączenia z 7 drogami manewrowymi o szerokości 21 m każda, oświetlonymi światłami niebieskimi.

Tankowanie samolotów odbywa się bezpośrednio z instalacji podziemnej bez udziału autocystern. Zbiorniki paliwa o ogólnej pojemności 1,5 miliona litrów znajdują się w pobliżu pasa startowego (V) i połączone są rurociągami ze zbiornikami zlokalizowanymi na pobliskiej stacji kolejowej Vernier-Meyrin. Już dzisiaj lotnisko Cointrin zużywa ponad milion litrów paliwa rocznie.

W skład wyposażenia technicznego lotniska wchodzi: wielki hangar o wymiarach 170×62 m wyposażony w dwanaście 16-tonowych drzwi uruchamianych elektrycznie. Szkielet hangaru opiera się na centralnym słupie wytrzymującym obciążenie pionowe 900 ton. Hala remontowa o wymiarach 80×42 m wyposażona jest we własną ciepłownię oraz kran o udźwigu 5 ton.

Obok lotniska podstawowego znajduje się centrum genewskiego aeroklubu szwajcarskiego dysponujące własnym hangarem oraz zapleczem technicznym. Trudno pominąć „służby pomocy” zapewniające w każdym momencie ugaszenie pożaru lub natychmiastową pomoc w katastrofach lotniczych. Służba ta dysponuje specjalnymi samochodami przeciwpożarowymi, ambulansami, zasobnikami z płynem gaśniczym. Straż pożarna lotniska jest w stanie zlikwidować nawet największy pożar.

Niektóre zagadnienia kontroli stanu technicznego samolotów pasażerskich

Wprowadzenie do eksploatacji w lotnictwie komunikacyjnym samolotów przystosowanych do lotów na dużych wysokościach i z dużą prędkością spowodowało zaostrożenie wymagań stawianych podczas wykonywania obsługi technicznej i remontu tego sprzętu. Na czoło zagadnień związanych z właściwą eksploatacją techniczną współczesnych samolotów wysuwa się zagadnienie jednoznacznej i obiektywnej oceny stanu technicznego poszczególnych zespołów samolotu. Dla spełnienia tych wymagań jest niezbędne posiadanie właściwej aparatury oraz personelu o odpowiednich kwalifikacjach, znającego sprzęt i metody kontroli.

W niniejszym artykule omówiono metody weryfikacji samolotu pasażerskiego, spotykane usterki jak również zakres stosowania praktycznego znanych metod defektoskopii do weryfikacji elementów płatowca.

Zasadnicze metody sprawdzania stanu technicznego samolotów pasażerskich

Podstawową metodą sprawdzania stanu technicznego samolotu w procesie eksploatacji jest zewnętrzny przegląd jego zespołów. W celu zwiększenia wykrywalności uszkodzeń wykorzystuje się cały szereg urządzeń pomocniczych.

Za pomocą zestawu przyrządów optycznych (np. radiotelegraficzny zestaw typ 77K00P-1) można wykrywać uszkodzenia powierzchniowe, jak: pęknięcia, rysy, zadrapania, korozję, uszkodzenie warstwy lakieru itp. Zaleca się, by podczas dokonywania oględzin przedmiotów posługiwano się przenośnymi optycznymi przyrządami kontrolnymi wyposażonymi w niewielkie źródła światła.

Podczas weryfikacji elementów konstrukcyjnych płatowca należy posługiwać się co najmniej następującym zestawem przyrządów: suwmiarka, taśma metalowa o długości około 500 mm, lupa 5- i 10-krotnie powiększająca, lampa przenośna (26 V), miniaturowa lampka (tzw. uretroskop), lusterko, optyczny przyrząd do zdalnego kontrolowania powierzchni oraz przyrząd do pomiaru głębokości rys i zadrapań.

Doświadczenie uzyskane podczas eksploatacji i napraw samolotów wykazało, że niektórych, pozornie drobnych uszkodzeń, nie można wykryć podczas zewnętrznych oględzin sprzętu. Tego rodzaju uszkodzenia mogą nastąpić we wczesnym okresie eksploatacji, a ich niewykrycie podczas wykonywania przeglądów okresowych może doprowadzić do bardzo poważnych skutków. Jest to szczególnie ważne podczas eksploatacji współczesnych samolotów komunikacyjnych, wyposażonych m.in. w kabinę hermetyczną.

W celu zapobieżenia powstaniu poważnych awarii sprzętu jest niezbędne stosowanie fizycznych metod defektoskopii, umożliwiających wykrycie i zidentyfikowanie wad materiału (metody magnetyczne, penetracyjne, radiologiczne), jak i dokonanie sprawdzenia trudno dostępnych elementów. Spośród obecnie stosowanych metod najlepsze wyniki badania zespołów o skomplikowanych kształtach oraz sprawdzania szwów nitowych uzyskuje się przy stosowaniu metody rentgenograficznej i izotopowej.

W artykule omówiono metody weryfikacji samolotów pasażerskich. Opiszano m. in. metodę rentgenograficzną i izotopową wykrywania uszkodzeń, sposoby sprawdzania szwów nitowych oraz metodę penetracyjną i luminescencyjną wykrywania skutków korozji.

Metodą rentgenograficzną można sprawdzać następujące niedostępne elementy płatowca:

- szwy nitów wzdłuż podłużnic na odcinku styku pokrycia,
- szwy nitów, wykonane podczas mocowania nakładek wzmacniających lub też w czasie remontu uszkodzonego elementu;
- szwy nitów na hermetyzowanej poziomej płycie kadłuba.

Najczęściej są wykorzystywane przenośne defektoskopy rentgenowskie typu RUM-4 i RUP-2 (ZSRR), Andrex 2041 (Dania), Liliput 120 (WRL), Balteau 200/3 (Belgia).

W celu uzyskania pozytywnych wyników z zastosowania metody rentgenograficznej należy znać jej możliwości i ograniczenia, tzn. wiedzieć, jakie uszkodzenia i w jakich warunkach mogą być wykryte tą metodą. Wraz ze zmniejszeniem wymiaru uszkodzenia i w zależności od kierunku dokonywania prześwietlenia zmniejsza się różnica osłabienia promieniowania, w wyniku czego zmniejsza się kontrast defektu zanotowanego na zdjęciu rentgenowskim.

Jakość zdjęcia rentgenowskiego zależy od następujących czynników:

- twardości źródła promieniowania, a więc od natężenia na lampie,
- istnienia rozproszonego promieniowania,
- wielkości charakteryzujących defektoskop (ogniskowa itp.),
- obróbki samej błony fotograficznej.

Twardość promieni rentgenowskich określa się długością fali, która jest uzależniona od natężenia prądu doprowadzanego do lampy rentgenowskiej (im krótsze fale, tym twardsze promieniowanie, zaś im twardsze promieniowanie, tym mniejszy jest współczynnik ich pochłaniania przez przedmioty).

W celu uzyskania dużego kontrastu negatywu przy małych wymiarach uszkodzenia niezbędne jest, by różnica współczynników pochłaniania była możliwie duża, co może nastąpić przy stosowaniu miękkich promieni.

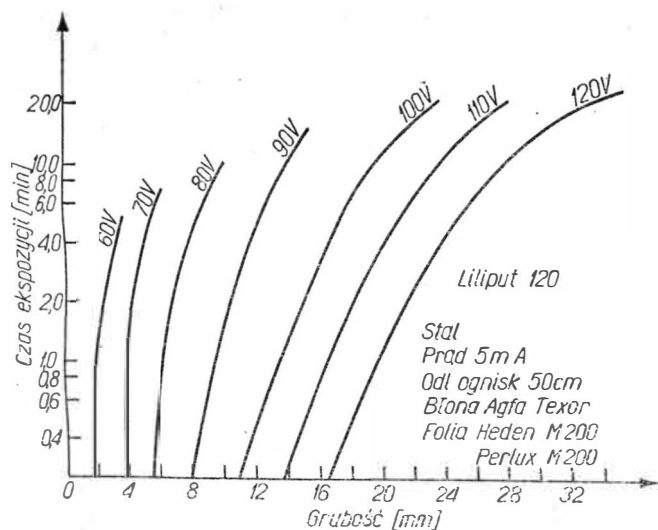
Z powyższego wynika, że uwzględniając tylko wpływ jakości promieni — celowe jest wykorzystywanie możliwie miękkich promieni do wykrywania niewielkich uszkodzeń.

W praktyce dla dobrania optymalnych warunków ekspozycji należy posługiwać się odpowiednimi wykresami (rys. 1).

W przypadku stosowania do zdjęć błony fotograficznej innej niż podano na wykresie ekspozycji, należy pamiętać, że przy zastosowaniu błony o czułości np. dwukrotnie większej należy stosować dwukrotnie krótszy czas ekspozycji.

Rozproszenie promieniowania ma duży wpływ na jakość zdjęcia. W celu zmniejszenia do minimum ujemnego wpływu rozproszonego promieniowania stosowane są różne metody, z których do najczęściej spotykanych należą:

- stosowanie miejscowego prześwietlenia uzyskiwane przez osłonięcie stożka promieni emitowanych z lampy,
- osłanianie ołowiem tych miejsc badanego zespołu, w których nie spodziewamy się znaleźć uszkodzenia, a które znajdują się w wiązce promieni.



1

W konkretnych warunkach proces prześwietlania jest określany dużą ilością parametrów, z których większość jest ustalona (wymiar i kształt badanego elementu, najmniejszy dopuszczalny wymiar usterki, źródło promieniowania, błona fotograficzna). Do wyboru pozostaje tylko czas ekspozycji i usytuowanie defektoskopu względem badanego przedmiotu.

Zmniejszenie odległości od źródła promieniowania zmniejsza ostrość obrazu i obniża wykrywalność uszkodzeń o małych wymiarach wzdłuż kierunku przebiegu promieni (np. pęknięć, osłabienia nitów, drobnych wtrąceń itp.).

Zwiększenie tej odległości zwiększa ostrość konturów, przez co podwyższa wykrywalność drobnych uszkodzeń. Jednocześnie wzrasta czas ekspozycji w przybliżeniu proporcjonalnie do kwadratu powiększenia tej odległości.

Doświadczenie wykazało, że przy zadanych wymiarach uszkodzenia istnieje optymalna odległość między badaną powierzchnią i źródłem promieniowania, przy której stosuje się najkrótszy czas ekspozycji dla uzyskania zauważalnej zmiany różnicy zaczernienia błony fotograficznej a więc i usterki zauważalnej na tle otoczenia.

W celu skrócenia czasu kontroli dużych zespołów stosuje się kompleksowe ich sprawdzanie. W tym przypadku źródło promieniowania umieszcza się w takim miejscu, by przy stosowaniu dużych odległości od badanych powierzchni oś optyczna promieniowania przebiegała prostopadłe do powierzchni błony fotograficznej.

Na rys. 2 podano przykład kompleksowego sprawdzania metodą radiograficzną obrzeża łuku dolnego bagażnika samolotu Il-18.

Analizę wyników prześwietlenia należy dokonywać przy użyciu negatospokoju; zaleca się, by negatospokój był wyposażony w regulowaną jasność tła.

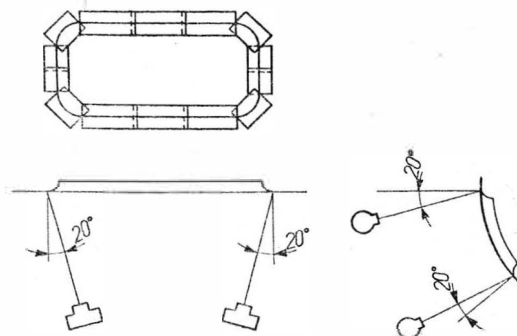
Proces obróbki fotochemicznej i analizę wyników sprawdzania najwygodniej jest wykonywać bezpośrednio w pobliżu sprawdzanych samolotów, np. w ruchomym laboratorium.

Spośród defektoskopów izotopowych stosowanych do sprawdzania stanu technicznego samolotów znalazł szerokie zastosowanie defektoskop wyposażony w radioaktywny pierwiastek tul (Tu^{170}) o aktywności $0,1 \div 3 \gamma$ — równoważnych rentgenów. Wykres zmiany aktywności tego pierwiastka podano na rys. 3.

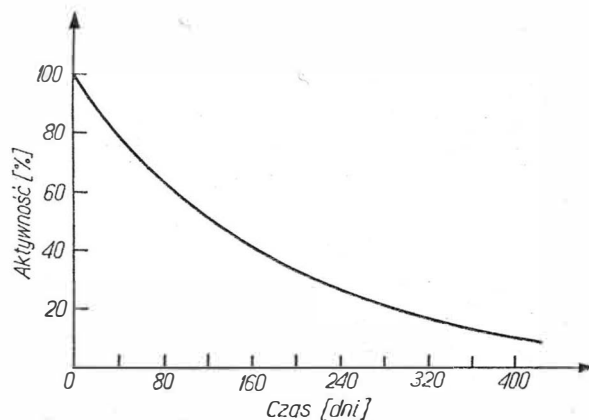
Do zasadniczych korzyści wynikających ze stosowania metody izotopowej podczas sprawdzania stanu technicznego samolotów należą:

- prostota obsługi i transportu,
- niezawodność pracy,
- brak konieczności posiadania dodatkowych źródeł energii,
- uproszczenie organizacji badań,
- podwyższenie wydajności sprawdzania.

Podczas sprawdzania części metodą izotopową źródło promieniowania umieszcza się na podstawce pod badanym obiektem, zaś pęk promieni zostaje skierowany prostopadłe do badanej powierzchni.



2



3

Prześwietlania dokonuje się poprzez pokrycie i szkieleł sprawdzanego elementu konstrukcji płatowca; kasetę z błoną fotograficzną umieszczoną między dwiema okładzinami wykonanymi z folii ołowianej o grubości około 0,05 mm dociska się i mocuje do prześwietlanego zespołu.

Minimalna odległość od źródła promieniowania do badanej powierzchni, stosowana przy zachowaniu minimalnych warunków ekspozycji, wynosi praktycznie około 25 cm.

Czas ekspozycji określa się na podstawie nomogramów opracowanych dla każdego badanego materiału i dla danego typu defektoskopu.

W razie potrzeby, np. podczas badania tylnej części kadłuba lub zbiorników integralnych, pojemnik z preparatem radioaktywnym umieszcza się wewnątrz sprawdzanego zespołu konstrukcyjnego.

W celu określenia czułości omawianej metody w początkowej fazie prób badany odcinek, np. pokrycia kadłuba, poddaje się dodatkowo sprawdzeniu metodą rentgenograficzną.

Wykrywalność wad można określić wg wzorów teoretycznych jak np. wzoru Wilkinsona lub empirycznego wzoru Nazarowa:

$$\Delta d_{\min} = \frac{0,005 (2 + \delta)}{\mu}$$

gdzie:

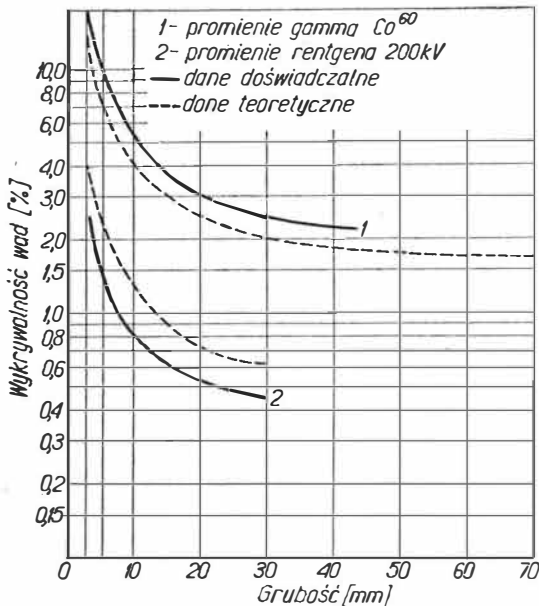
- Δd_{\min} — minimalna wielkość wady [cm],
- δ — grubość metalu [cm],
- 0,005 i 2 — stałe współczynniki uwzględniające ro-

dzaj błony i okładek wzmacniających, wielkość zaczernienia oraz odległość ogniskową,

= współczynnik osłabienia zależny od ener-

$$\mu = e^{1,35 \frac{V_{0,8}}{g}}$$

W praktyce przyjmuje się, że wykrywalność izotopowa jest porównywalna z wykrywalnością rentgenograficznej metody badań (rys. 4), dotyczy to szczególnie sprawdzania szwów nitowych.



4

Doświadczenie uzyskane podczas eksploatacji i remontu samolotów potwierdziło, że celowe jest sprawdzać kilkoma metodami cały szereg elementów konstrukcji samolotu. Dotyczy to w szczególności następujących zespołów:

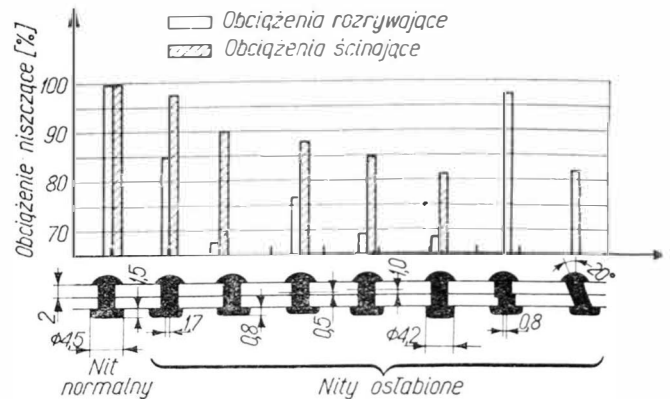
- wręga nr 56; sprawdzić wzrokowo za pomocą przyrządów optycznych, np. 77KOOB-1 oraz metodą radiograficzną,
- kątowniki stykowe w rejonie pierwszej wręgi; sprawdzić wzrokowo i metodą kontrastowych kolorów,
- odlewane zespoły ramy szyb kabiny załogi; sprawdzić bardzo dokładnie wzrokowo oraz metodą radiograficzną i penetracyjną (np. kontrastowych kolorów),
- taśmy styku skrzydła przyczepnego; sprawdzić wzrokowo za pomocą lupy oraz metodą penetracyjną (kontrastowych kolorów lub luminescencyjną),
- stalowe zespoły, np. prowadnice klap można sprawdzać metodą elektromagnetyczną, stosując przenośny defektoskop magnetyczny np. typu MSA-9000 WIAM (ZSRR) lub „CRAB” (Anglia) oraz metodami penetracyjnymi,
- stan techniczny nitów, szczególnie wykonanych z materiału W-94, rozmieszczonych na skrzydle środkowym, jak również stan sworzni węzłów nośnych np. podwozia — zaleca się sprawdzać metodami ultradźwiękowymi,
- zadrapania, wgniecenia, rysy, podtarcia, korozja itp. uszkodzenia głównie pokrycia płatowca są wykrywane podczas dokonywania zewnętrznych oględzin; w czasie wykonywania tego rodzaju prac należy posługiwać się lampą oświetlającą i lupą.

Sprawdzanie szwów nitowych

Podczas oględzin można wykryć następujące usterki szwów nitowych: ścięcie, wgniecenie, pęknięcia, zadrapania, nierówność szwu, wgniecenia i wzdęcia materiału, brak pokrycia antykorozyjnego oraz nieszczelne wypełnienie otworu pod nit.

Niezależnie od powyższego sprawdzeniu podlegają wymiary główek nitów i szczelność przylegania do pokrycia.

Wpływ nieprawidłowego wykonania połączenia nitowego na jego własności mechaniczne podaje rys. 5.



5

Stan nitów można także sprawdzić w pewnym zakresie przez ich postukiwanie młotkiem o ciężarze około 100 G. W tym przypadku określa się tylko stopień wypełnienia otworu przez nit. (Głuchy dźwięk świadczy o niezupełnym wypełnieniu otworu przez rdzeń nitu).

Często sprawdza się stan nitów przez podważanie i poruszanie ręką ich główek, jednakże ten sposób nie zawsze daje dobre wyniki (najczęściej stosuje się go do sprawdzania nitów łączących cienkie elementy jak pokrycia sterów, lotek i klap).

Wymienione metody oceny stanu technicznego połączeń nitowych są w małym stopniu porównywalne, gdyż przy ocenie jakości połączenia dużą rolę odgrywa czynnik subiektywny.

W czasie weryfikacji samolotów, np. Il-18, poddawanych remontowi w specjalistycznych zakładach stosowana jest bardziej obiektywna metoda określania stopnia osłabienia połączenia nitowego. Jest to metoda podciśnieniowa, oparta na pomiarze przepływu powietrza przez szczeliny między nitem i otworem. Właściwie wykonane połączenie nitowe powinno przepuszczać najwyżej niewielkie ilości powietrza. Przy istnieniu zacisku połączenie nitowe może przenosić duże obciążenia zarówno statyczne jak i dynamiczne. W przypadku osłabienia następuje powiększenie luzu między nitem i otworem, a więc i wzrasta przepływ powietrza przez szczelinę utworzoną między nitem i mocowanym detałem.

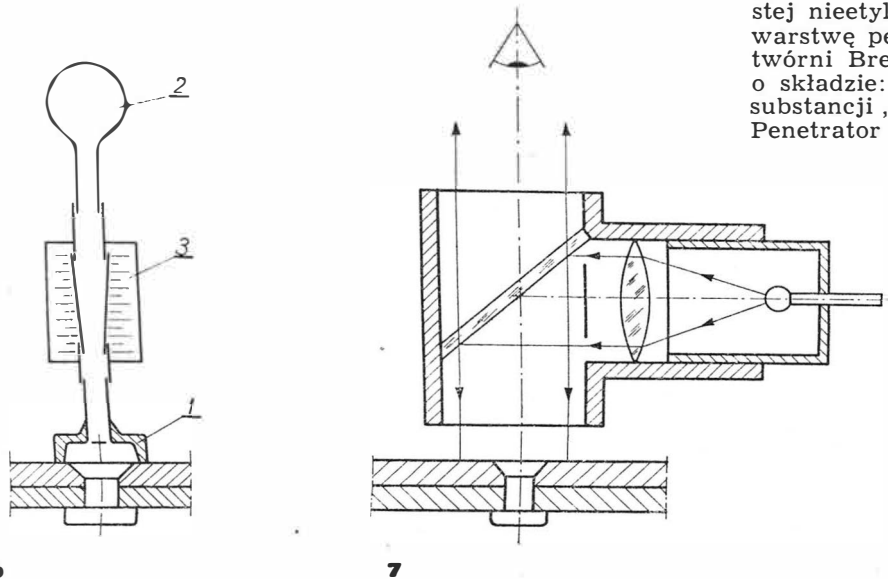
Do sprawdzania połączeń nitowych samolotów metodą podciśnieniową stosuje się przyrządy, z których jeden, typu 12PKZ-3, pokazano na rys. 6. Gumowy kołpaczek (1) dociska się do pokrycia w miejscu sprawdzania nita. Po naciśnięciu i puszczeniu gumowej gruszki (2) obserwuje się na przyrządzie (3) wydatek przepływającego powietrza. Dla nitów wpuszczanych o średnicy 3—4 mm wydatek powietrza do 4 cm³/sek świadczy o właściwym stanie technicznym danego połączenia.

Nity sprawdzane są omawianym przyrządem przed myciem i usunięciem warstwy lakieru z pokrycia samolotu.

Uszkodzenie szwu nitowego w wyniku działania zmiennych obciążeń następuje w ciągu pewnego okresu. W początkowej fazie wokół otworu pod nit tworzy się strefa odkształceń plastycznych pokrycia, która nie jest widoczna nawet przy użyciu lupy. Dalszym etapem powyższego jest pęknięcie pokrycia.

W celu wczesnego wykrycia omawianego defektu oraz drobnych pęknięć występujących na pokryciu płatowca wokół nitów stosuje się specjalne przyrządy, z któ-

rych schemat jednego podano na rys. 7. W tym przyrządzie wykorzystano zjawisko polaryzacji światła. Na badanym fragmencie pokrycia ustawia się przyrząd i obserwuje powierzchnię z odległości około 250 mm. W wizjerze przyrządu można zaobserwować obraz utworzony przez promienie światła, jakie przedostają się przez półprzezroczyste lustro.



W przypadku istnienia uszkodzeń pokrycia wokół główki nitu obserwator widzi zaciemnienie na jasnym tle pokrycia; ciemna linia świadczy o pęknięciu pokrycia.

Za pomocą tego przyrządu sprawdzane są szwy nitowe, nie pokryte warstwą lakieru lub pokryte lakierem bezbarwnym.

Korozja elementów konstrukcji płatowca

Doświadczenie eksploatacji i remontu samolotów wskazuje, że stosunkowo dużo pracy pochłania wykrywanie i usuwanie skutków korozji płatowca.

Do najskuteczniejszych metod wykrywania ognisk korozji należy zaliczyć prócz metod radiograficznych — metody penetracyjne (kontrastowych kolorów, luminescencyjne).

Jak wiadomo metody penetracyjne są oparte na wykorzystaniu zjawiska dużej zwilżalności, jaką wykazują niektóre płyny. Takie substancje bardzo łatwo wnikają w drobne szczeliny i „wychodzą” na zewnątrz — wykazują wyraźnie ich przebieg.

Metody penetracyjne znalazły zastosowanie m. in. przy kontrolowaniu powierzchni przy wykrywaniu ognisk korozji międzykrystalicznej badanych detali oraz po usunięciu śladów korozji powierzchniowej.

Przy zastosowaniu metody kontrastowych kolorów — odbywa się to w następujący sposób:

Przed usunięciem nalotu korozji z danego miejsca należy zmyć warstwę lakieru, np. zmywaczem AFT-1 lub SD, a następnie — nalot korozji płótnem ściernym nr 170 lub 200. Na odfuszczonej, za pomocą czystej nieetylizowanej benzyny, powierzchnię nanosi się warstwę penetratora koloru czerwonego (np. „P” wytwórni Brent Chemical Products Ltd lub mieszaninę o składzie: 800 ml nafty T-1, 200 ml benzolu i 10 G substancji „Sudan” IV wykonaną wg NKChPTU 175-40). Penetrator zwilżając powierzchnię badanego detalu

wnika także w drobne szczeliny. Po upływie 5—20 min. penetrator usuwa się za pomocą zmywacza (np. 9PR551 wytwórni Brent Chemical Products Ltd lub rozcieńczalnika RDW). Ze względu na to, że zmywacz cechuje małą zwilżalność powierzchni, nie usuwa on penetratora, który wniknął w szczeliny. W następnym etapie nanosi się warstwę wykrywacza koloru białego (np. 9D6 wytw. Brent Chemical Products Ltd lub mieszaniny o składzie: 70% białej emalii nitro DM wykonanej wg HPTU520-44; 20% rozcieńczalnika RDW i 10% bieli cynkowej).

Penetrator koloru czerwonego, pozostający w szczelinach, łatwo przenika na zewnątrz przedmiotu i rozprzestrzenia się w warstwie białego wykrywacza, który chętnie absorbuje czerwony penetrator.

Po upływie 5—10 min. od momentu naniesienia na sprawdzaną powierzchnię — wysycha wykrywacz wraz z czerwonym penetratorem.

Wyraźna czerwona linia na białym tle wskazuje przebieg pęknięcia.

W metodzie luminescencyjnej rolę penetratora spełniają płyny, które charakteryzują się dużą zwilżalnością powierzchni i jednocześnie zamieniające energię promieni ultrafioletowych na promienie widzialne (np. mieszanina 85% nafty i 15% oleju MS-20). Rola wykrywacza spełniają substancje pochłaniające penetrator i podwyższające efekt fluorescencji (np. talk, tlenek magnezu, fluorol itp.).

Obserwacji badanego przedmiotu dokonuje się przy oświetlaniu powierzchni silnym strumieniem promieni ultrafioletowych.

Wyraźna fluoryzująca linia na powierzchni badanego przedmiotu wskazuje przebieg pęknięcia.

Określenia stopnia uszkodzenia detalu w wyniku korozji dokonuje się poprzez dokładne oględziny, sprawdzenie własności mechanicznych próbki materiału wyciętej z zaatakowanego elementu oraz poprzez dokonanie szlifu metalograficznego badanego detalu.

Prenumeratę

TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ

przyjmuje

Zakład Kolportażu WCT NOT

W-wa, ul. Mazowiecka 12

Turbulencja w atmosferze

Meteorolog P. E. Kraght z American Airlines, zajmujący się górnymi przestrzeniami atmosferycznymi, w swojej pracy „Aerodynamic aspects and meteorological requirements for significant rough air” (Aerodynamiczne aspekty i meteorologiczne wymagania powstania odczuwalnie burzliwej atmosfery) przedstawił istotę powstawania i oddziaływania turbulencji powietrznej na duży samolot oraz przekonywającą koncepcję przepowiadania i omijania jej.

Początkowo burzliwą atmosferę tłumaczono istnieniem „dziur powietrznych”. Później różni meteorolodzy próbowali wytłumaczyć burzliwość powietrza teorią „wirów atmosferycznych”. Samolot wpadając w nie miał być rzucony od wiru do wiru.

Wprowadzenie większych, szybszych samolotów rzuciło nowe światło na problem turbulencji. Samoloty przystosowane specjalnie do badania burz za każdym razem wykazywały, że zjawisko turbulencji jest związane z samolotem, a właściwą podstawą wytłumaczenia tego zjawiska są nagłe i duże zmiany prędkości opływu skrzydła i kąta natarcia lub jednego tylko z tych elementów. Również samoloty latające na dużych wysokościach poddawane były turbulencji przy bezchmurnym niebie, która wywoływała takie same zmiany.

Każdy samolot lecący w ustalonych warunkach jest ciałem o stałym wektorze prędkości, ponieważ wszystkie działające na niego siły są dokładnie zrównoważone. Podmuch powietrza o wystarczającej prędkości działając na samolot powoduje utratę równowagi sił i wywołuje gwałtowny ruch w kierunku działania ich wypadkowej.

Podmucha w odniesieniu do toru lotu może mieć dowolny kierunek. Kierunek każdego podmucha daje się rozłożyć na dowolne składowe. Jednak tylko dwie składowe wyjaśniają powstanie odczuwalnej turbulencji. Są to:

- składowa pionowa skierowana w dół lub do góry, nazywana dalej podmucha pionowym,
- składowa pozioma równoległa do osi podłużnej samolotu, nazywana dalej podmucha poziomym.

Każda z tych składowych powoduje utratę równowagi sił występujących na samolocie. Składowa pionowa zmienia kąt natarcia i współczynnik siły nośnej; składowa pozioma zmniejsza lub zwiększa prędkość opływu skrzydła, zmieniając tym samym wartość wytwarzanej siły nośnej.

Podmuchy ukośne, wzdłuż rozpiętości skrzydeł, powodują obracanie się samolotu dookoła osi podłużnej. Dotyczy to głównie samolotów o skośnych skrzydłach. Skrzydło znajdujące się od strony podmucha uzyskuje dodatkową siłę nośną, skrzydło po przeciwnej stronie traci trochę na sile nośnej. Ogólny efekt, z uwagi na ograniczony skos skrzydeł samolotów poddźwiękowych, jest stosunkowo mały.

Dodatkowo, do efektu aerodynamicznego podmucha dołącza się mechaniczny napór powietrza na powierzchnię samolotu. Przyczynia się on tylko nieznacznie do pogłębienia utraty ustalonych warunków lotu.

W praktyce samolot podczas każdego lotu doznaje turbulencji o pewnym stopniu intensywności. Całkowicie spokojny, ustalony lot jest rzadkością. Przed-

Istotę turbulencji atmosferycznej stanowią nieciągłości kierunku i prędkości powietrza, tj. podmuchy o składowej poziomej i pionowej. Składowa pozioma podmucha powoduje zmianę prędkości opływu skrzydła, a tym samym siły nośnej, składowa pionowa zmienia kąt natarcia. Wynikiem tego jest „rzucanie” samolotu. Intensywność turbulencji klasyfikuje się jednostkami przeciążenia (przyspieszenia) g. W artykule wyjaśniono mechanizm powstawania nieciągłości w atmosferze. W tablicach podano wyniki obliczeń przyspieszeń uzyskiwanych przy różnych prędkościach podmucha poziomych i pionowych dla określonego typu samolotu. Omówiono sposoby rozpoznawania warunków powodujących powstawanie turbulencji.

stawiając podział ilości przypadków spotkanej turbulencji w zależności od intensywności stwierdza się, że istnieje dużo przypadków dokuczliwego rzucańca, a tylko niewiele skrajnie silnej turbulencji.

Odchylenie statystyczne ilości przypadków dokuczliwego rzucańca od ilości przypadków odczuwalnej turbulencji jest bardzo wyraźne.

Na podstawie obserwacji dokonanych przez pilotów przeprowadzono analizę burzliwości powietrza i jego ocenę (Analysis of Special CAT Data Collection Program 4—9.2.63, De Ver Colson of the US Weather Bureau). Na podstawie 14 656 odpowiedzi stwierdzono:

2309 przypadków lekkiej turbulencji,

715 przypadków umiarkowanej turbulencji,

69 przypadków silnej turbulencji.

Z danych tych wynika, że statystyczna możliwość spotkania umiarkowanej lub silnej turbulencji wynosi ok. 5%.

Do tej pory nie ma zgodności opinii pilotów co do sposobu definiowania stopnia intensywności turbulencji. Dla niektórych każda napotykana turbulencja jest przypadkiem co najmniej umiarkowaną, dla innych nie istnieje prawie w ogóle takie zjawisko jak turbulencja. Między tymi dwoma skrajnymi poglądami leży bardzo szeroki obszar subiektywnej indywidualnej oceny.

Zainstalowano więc na wielu samolotach pasażerskich przyrządy mierzące przyspieszenie wywołane przez turbulencję w jednostkach przeciążenia g. Przyrządy te wchodziły w skład rejestratorów lotu.

Rejestrator jednego z tych samolotów zarejestrował następujące przypadki turbulencji wywołującej przyspieszenia 0,5 g lub większe:

14 przypadków w czasie lotu na wysokości przelotowej z prędkością normalną lub zmniejszoną,

46 przypadków w czasie wznoszenia się na wysokość przelotową,

41 przypadków w czasie schodzenia z wysokości przelotowej.

Na podstawie tych danych okazało się, że możliwość spotkania turbulencji wywołującej przyspieszenie co najmniej 0,5 g na wysokości przelotowej zdarzyła się raz na około 30 godzin lotu przyjmując, że 75% całego czasu lotu samolot znajduje się na wysokości przelotowej. Prędkość przelotowa dużego, nowoczesnego, odrzutowego samolotu pasażerskiego przeciętnie wynosi 930 km/godz. Wynika stąd, że możliwość spotkania turbulencji o wartości 0,5 g lub większej powstała raz na 27 900 km, inaczej mówiąc, jeden raz na każde okrążenie kuli ziemskiej na szerokości geograficznej około 50°.

Założenia do zjawiska turbulencji

Jako założenie do dalszych rozważań przyjęto następującą klasyfikację turbulencji (rys. 1). Sporządził ją W. Beckwith z United Air Lines porównując dane z rejestratora lotu z subiektywnymi ocenami pilotów. Każdy przypadek zakłóceń wywołujących przyspieszenia 0,5 g lub większe został nazwany turbulencją. Wszystkie przypadki o przyspieszeniu mniejszym od 0,5 g nazwano dokuczliwym rzucańcem.

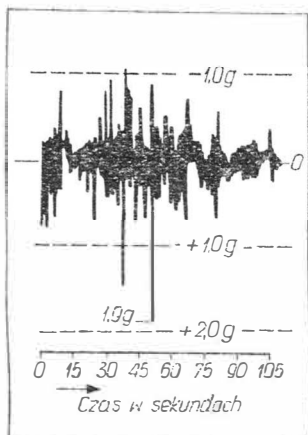
Podział intensywności turbulencji	Dokuczliwe rzucanie		Odczuwalna turbulencja	
	Próg odczucia	Lekka turbulencja	Umiarkow. turbulencja	Silna turbulencja
Zakres przyspieszeń w turbulentnym powietrzu [g]	0,0—0,1	0,1—0,5	0,5—1,0	1,0

1. Podział intensywności turbulencji w zależności od przyspieszeń na subiektywne kategorie

Przypadek odczuwalnej turbulencji przedstawia rysunek 2. Jest to zapis dokonany przez rejestrator lotu. Wartości szczytowe zapisu, rozciągające się poza zakres 0,5 g, są bardzo wąskie, gdyż czas ich trwania wynosi tylko kilka sekund. Obraz przedstawiony na zapisie jest wynikiem sił wytrącających samolot z ustalonego toru lotu.

Zjawisko odczuwalnej turbulencji wywołują siły, których wartość można porównać z wynikiem działania ciągu silnika odrzutowego. Dla wywołania przyspieszenia 0,5 g na samolocie o ciężarze 80 000 kG konieczne jest jednoczesne działanie sześciu silników odrzutowych, rozwijających każdy ciąg 6800 kG. Dla wywołania przyspieszenia równego największej wartości szczytowej na rys. 2 konieczne jest działanie dwudziestu czterech takich silników.

Bardzo krótki czas trwania jednego ruchu turbulentnego (jedna wartość szczytowa) wyraźnie wskazuje, że siły wywołujące go są krótkotrwałe.



2. Zapis przyspieszeń dokonany przez rejestrator lotu (samolot DC-8)

Powstawanie sił wywołujących turbulencję

Siły potrzebne do wywołania odczuwalnej turbulencji znajdują się w atmosferze. Wytwarzane są aerodynamicznie przez wyraźnie zaznaczone nieciągłości kierunku i prędkości powietrza opływającego skrzydła. Stosunek siły nośnej, która utrzymuje samolot w ziemskim polu grawitacyjnym, do siły ciężarzenia w ustalonym locie jest równy 1,0. Niezamierzony wzrost tego stosunku do wartości 1,5 lub 2,0 jest na ogół rezultatem spotkania bardzo wyraźnie zaznaczonej nieciągłości atmosferycznej. Siły naporu podmuchu osiągniętego np. prędkości 185 km/godz. działając na powierzchnię samolotu nie wystarczają do wywołania przyspieszenia 0,5 g.

Analiza równań opisujących przyspieszenia wywołane siłami wytwarzanymi aerodynamicznie wykazuje, że do wytworzenia zjawiska odczuwalnej turbulencji konieczne jest:

- istnienie wyraźnie zaznaczonej nieciągłości, czyli gwałtowna zmiana prędkości poziomej podmuchu,
- wyraźnie zaznaczona nieciągłość prędkości pionowej podmuchu.

Wymagania te mogą być spełnione osobno lub równocześnie. Dalsza analiza wykazuje, że przyspieszenia turbulencji:

- zmniejszają się ze wzrostem wysokości, gdyż zmniejsza się gęstość powietrza,
- zmniejszają się ze wzrostem masy samolotu,
- zwiększają się ze wzrostem kwadratu prędkości powietrza opływającego skrzydło.

Wywołanie przyspieszenia opisane jest wzorami:

$$a_{\text{poz.}} = \frac{0,7 SV^2 \rho c_z}{m} \left[\frac{dV}{dx} \right] \Delta t \quad \text{dla podmuchów poziomych}$$

$$a_{\text{pion.}} = \frac{0,7 SV^2 \rho}{m} \frac{dc_z}{d\alpha} \left[\frac{d\alpha}{dx} \right] \Delta t \quad \text{dla podmuchów pionowych}$$

gdzie:

- α — kąt natarcia,
- c_z — współczynnik siły nośnej,
- V — prędkość rzeczywista lotu,
- S — powierzchnia skrzydeł,
- ρ — gęstość powietrza,
- w — prędkość pionowa podmuchu.

Wyraźnie zaznaczona zmiana prędkości podmuchu poziomego gwałtownie zmienia siłę nośną. Taka sama zmiana prędkości podmuchu pionowego powoduje gwałtowną zmianę kąta natarcia. Gwałtowne zmiany kąta natarcia powodują również gwałtowne zmiany siły nośnej. Zmiany siły nośnej mogą być albo ujemne, albo dodatnie, inaczej mówiąc skierowane w górę lub w dół.

Przykładowe wartości zmian, czyli gradientów prędkości potrzebnych do wyraźnego zaznaczenia nieciągłości podmuchów poziomego i pionowego oraz koniecznych do wytwarzania zjawiska turbulencji odczuwalnej, przedstawiają tablice 1 i 2. Dla wyliczenia wartości przyspieszeń przedstawionych w tych tablicach przyjęto następujące dane:

ciężar samolotu 90 000 kG
wysokość lotu 100 m

Tablica 1. Przyspieszenia w jednostkach g uzyskiwane w danym czasie Δt wskutek określonej zmiany prędkości podmuchu poziomego

Zmiana prędkości podmuchu poziomego	Czas uzyskania przyspieszenia w sekundach, Δt				
	1,00	2,00	3,00	4,00	5,00
km/godz./km	Odległość w metrach przy prędkości 930 km/godz.				
	258	516	774	1032	1290
1215	1,05	2,11	3,16	4,22	5,26
1060	0,93	1,86	2,79	3,72	4,65
910	0,80	1,59	2,38	3,18	3,98
820	0,71	1,43	2,14	2,84	3,56
730	0,63	1,27	1,90	2,52	3,17
670	0,58	1,16	1,74	2,32	2,90
610	0,53	1,06	1,59	2,11	2,64
545	0,47	0,94	1,42	1,89	2,37
485	0,38	0,84	1,26	1,68	2,10
425	0,33	0,73	1,10	1,47	1,84
365	0,28	0,62	0,94	1,25	1,56
305	0,24	0,53	0,79	1,06	1,32
275	0,21	0,47	0,71	0,94	1,18
245	0,19	0,42	0,63	0,84	1,05
215	0,17	0,37	0,55	0,74	0,92
180	0,15	0,32	0,47	0,63	0,79
150	0,13	0,27	0,40	0,53	0,66
120	0,11	0,21	0,32	0,42	0,53
100	0,09	0,17	0,25	0,34	0,42
73	0,06	0,13	0,19	0,26	0,32
61	0,05	0,10	0,16	0,21	0,26
49	0,04	0,08	0,13	0,17	0,21
36	0,03	0,06	0,10	0,13	0,16
25	0,02	0,04	0,07	0,09	0,11
12	0,01	0,02	0,03	0,04	0,05

Tablica 2. Przyspieszenia w jednostkach g uzyskiwane w danym czasie Δt wskutek określonej zmiany prędkości podmuchu pionowego

Zmiana prędkości podmuchu pionowego km/godz./km	Czas uzyskania przyspieszenia w sekundach Δt				
	1,00	2,00	3,00	4,000	5,0
	Odległość w metrach, przeleciała przy 930 km/godz.				
	258	516	774	1032	1290
1215	4,21	8,43	12,6	16,8	21,1
1060	3,71	7,40	11,1	14,8	18,5
910	3,18	6,35	9,51	12,3	15,9
820	2,87	5,70	8,55	11,4	14,3
730	2,53	5,07	7,61	10,2	12,7
670	2,36	4,64	6,96	9,28	11,6
610	2,12	4,24	6,37	8,47	10,6
545	1,90	3,80	5,70	7,60	9,50
485	1,68	3,37	5,06	6,74	8,44
425	1,47	2,94	4,41	5,88	7,36
365	1,26	2,52	3,78	5,03	6,30
305	1,05	2,11	3,16	4,22	5,29
275	0,95	1,90	2,85	3,80	4,75
245	0,84	1,68	2,53	3,38	4,22
215	0,74	1,48	2,22	2,95	3,70
180	0,63	1,26	1,89	2,53	3,16
150	0,53	1,07	1,59	2,13	2,64
120	0,42	0,86	1,27	1,69	2,11
100	0,34	0,68	1,01	1,35	1,69
73	0,25	0,51	0,76	1,01	1,27
61	0,21	0,42	0,63	0,85	1,06
49	0,17	0,34	0,53	0,67	0,84
36	0,13	0,25	0,38	0,51	0,63
25	0,09	0,17	0,25	0,34	0,42
12	0,05	0,08	0,12	0,16	0,21

powierzchnia skrzydła 230 m²
 prędkość rzeczywista lotu 930 km/godz.
 współczynnik siły nośnej 0,57.

Powyższe dane ilustrują średni samolot komunikacyjny. Obliczenia przeprowadzane dla innego samolotu byłyby oparte o inne dane, które wytworzyłyby inne wartości numeryczne. Pomimo to analiza matematyczna wskazuje na to, że do wywołania odczuwalnej turbulencji niezbędnym i wystarczającym warunkiem jest wyraźnie zaznaczona nieciągłość podmuchów powietrza.

W celu szczegółowego poznania wyliczonych wartości przyspieszeń przedstawionych w tablicach 1 i 2 można na przykład posłużyć się 1 kolumną „2,00” w tabl. 1, która odpowiada połowie szerokości wartości szczytowej na wykresie przyspieszeń g. Inaczej mówiąc, maksymalna wybrana wartość przyspieszenia zostaje osiągnięta od zera po 2 sek. Następne 2 sek trwa powrót od wartości szczytowej znowu do zera. W wybranej kolumnie „2,00” odszukać można wartość wyznaczającą granicę odczuwalnej turbulencji, w tym przypadku 0,53 g. Naprzeciwko niej, po lewej stronie w kolumnie „wymagany gradient prędkości podmuchu poziomego” odnajduje się wartość 305 km/godz. na 1 km. Z tych wartości wynika, że chcąc uzyskać w ciągu dwóch sekund przypadek turbulencji 0,53 g, gradient prędkości podmuchu poziomego musi wynosić 305 km/godz. na 1 km. Tak wielki gradient prędkości jest niemożliwy do utrzymania w swobodnej atmosferze na większej odległości lub w dłuższym okresie czasu. Jednakże musi istnieć na bardzo krótkim odcinku w wyraźnie zaznaczonej nieciągłości atmosferycznej.

Ten sam gradient prędkości podmuchu pionowego przedstawiony w tabl. 2 pokazuje, że wytworzyłyby się przypadek turbulencji 2,11 g. Jest to wartość około cztery razy większa niż wartość znajdująca się w tym samym miejscu w tabl. 1. Dzieje się to dlatego, że nieciągłość podmuchu pionowego, wpływając na kąt natarcia, jest cztery razy skuteczniejsza w wytwarzaniu

niem odczuwalnej turbulencji niż ciągłość podmuchu poziomego.

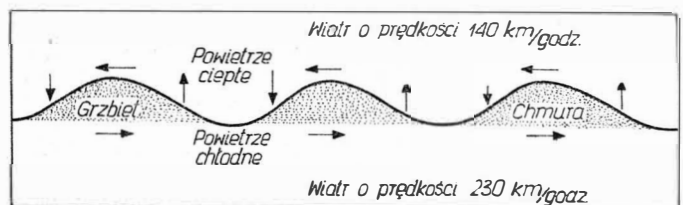
Gradienty podmuchu poziomego i pionowego potrzebne do wytwarzania odczuwalnej turbulencji są wyraźnie większe, niż normalnie wykrywa się w swobodnej atmosferze za pomocą meteorologicznych przyrządów obserwacyjnych. Radiowe sondy meteorologiczne sondując dwa razy dziennie atmosferę przebywają w powietrzu łącznie około 100 godzin na dobę. Tymczasem dzienny całkowity czas przebywania w powietrzu wszystkich wojskowych i cywilnych samolotów wynosi tysiące godzin. Turbulencje spotykają tylko samoloty i to dość rzadko w stosunku do czasu przebywania w powietrzu. Co więcej, metody stosowane do sondowania atmosfery operują skalą wykrywalności zbyt wąską w porównaniu do odległości między poszczególnymi obserwacyjnymi stacjami meteorologicznymi, wynoszącymi setki i tysiące kilometrów. Nieprzerwane loty samolotów w obszarach i na wysokościach korzystnych dla doznania odczuwalnej turbulencji dowodzą, że możliwość spotkania jest mała i przemijająca. Kilka przypadków potencjalnej turbulencji może przejść w rzeczywisty i w każdej chwili mogą one zniknąć nie wykryte między meteorologicznymi stacjami obserwacyjnymi.

Kiedy warunki meteorologiczne nad wielkimi obszarami ziemi są przeciętne, atmosfera rzeczywista tylko nieznacznie różni się od wzorcowej; spadek temperatury z wysokością jest rzędu 0,65 °C na każde 100 m. W tym typie atmosfery zachodzi ciągle mieszanie się powietrza, tak że na żadnej wysokości nie mogą istnieć jednorodnie własności fizyczne powietrza i nie może zachodzić gromadzenie się kondensatów wodnych lub unoszonych zanieczyszczeń. Jednakże, jeśli spadek pionowy temperatury z wysokością zmniejsza się lub jeśli w cienkiej warstwie powietrza temperatura wzrasta z wysokością (inwersja), powstają wtedy warunki zapobiegające mieszanemu się. Warunki akumulacji są najlepsze na tych wysokościach, gdzie gradient temperatury jest najmniejszy. Są to cienkie warstwy, przez które nie zachodzi mieszanie się powietrza z powierzchniami nieciągłymi. Przejściu spod nieciągłości ponad nią może towarzyszyć ogromna zmiana w unoszonej zawartości i energii powietrza. Obecność nieciągłości sygnalizują: wierzchołki chmur, zamgleń, zapyłeń czy dymów; zjawiska te są powszechnie obserwowane z pokładu samolotów; gromadzą się one na nieciągłościach atmosferycznych.

Na granicy nieciągłości zachodzi również akumulacja energii kinetycznej. Akumulacja jej przejawia się w postaci nieciągłości prędkości wiatru ponad powierzchnią nieciągłości w porównaniu z wiatrem, poniżej niej. W warstwie nieciągłości zachodzi na ogół nieciągłość pionowego gradientu temperatury.

W nieciągłości atmosferycznej, w której istnieje różnica temperatur i prędkości wiatru, zawsze ukrywa się zjawisko falowania jej powierzchni. W miarę przesuwania się fali (rys. 3) powierzchnia nieciągłości wraz z przejściem każdego jej grzbietu wznosi się i opada. Zjawisko to jest opisane równaniem:

3. Schematyczny pionowy przekrój zafalowanej powierzchni nieciągłości atmosferycznej. Fala pokazana na rysunku przemieszcza się z lewej do prawej strony. Należy zwrócić uwagę na kierunek ruchu powietrza w obszarze jednego grzbietu fali. Największa różnica między prędkościami na granicy nieciągłości — gruba, zafalowana, ciągła linia.



$$c = V \pm \frac{1}{2} \left[\frac{gL \Delta\Theta}{\pi\Theta} - (\Delta u)^2 \right]^{\frac{1}{2}}$$

gdzie:

- c — prędkość fali,
- V — średnia prędkość całej warstwy zawierającej nieciągłość,
- L — długość fali,
- g — przyspieszenie grawitacyjne,
- Θ — miara średniej temperatury w całej warstwie,
- $\Delta\Theta$ — różnica temperatur z obu stron powierzchni nieciągłości,
- Δu — różnica prędkości wiatru z obu stron powierzchni nieciągłości.

W szczególnych warunkach fale te mogą stać się niestateczne i ich amplituda zaczyna gwałtownie wzrastać aż do momentu „załamania się” fali. Jest to zjawisko podobne do falowania powierzchni morza i powstawania „grzywaczy”. Powoduje ono w małej objętości atmosfery krótkotrwały, chaotyczny stan powietrza.

Każdy samolot lecący blisko zafalowanej powierzchni nieciągłości może znaleźć się na zewnątrz fali, powyżej lub poniżej nieciągłości oraz w załamaniu fali. W pobliżu powierzchni nieciągłości wytwarza się zawsze dokuczliwe rzucanie; istnienie dużej różnicy w prędkości i kierunku wiatru stwarza potencjalną możliwość wywołania odczuwalnej turbulencji.

Sposoby unikania turbulencji

Pilot może zabezpieczyć się przed możliwością napotkania turbulencji. Należy przede wszystkim nie lecieć na wysokości powierzchni nieciągłości. Nieciąg-

łości tej nie można zobaczyć, jednak w wielu przypadkach gromadzenie się pyłów, zamglań, dymów i części chmur poniżej powierzchni nieciągłości wskazuje na jej położenie. Zachodzi w niej często formowanie się chmur o falowych kształtach. Właściwe jest wybieranie poziomu lotu co najmniej 900 m powyżej lub 1800 m poniżej znanej powierzchni nieciągłości. W bardzo czystym i przejrzystym powietrzu istnieją bardzo słabe wskazania lub nawet całkowity brak wskazań wysokości położenia nieciągłości.

Poszarpane fragmentaryczne strzępy chmur, nierówne, porwane kontury niezbicie wskazują na istnienie chaotycznego ruchu powietrza. Należy trzymać się z dala od nich. Przeciwnie, równe krawędzie chmur, nie tknięte fragmenty wskazują na istnienie spokojnego powietrza.

Chmury burzowe we wszystkich stadiach rozwoju wykazują zawsze stosunkowo duże prędkości podmuchów powietrza, w związku z czym wywołują odczuwalną turbulencję. Radar pokładowy pozwala wykrywać jądra deszczu, śniegu i gradu, związane z silnym wzniesieniem występującym w tych chmurach. Omijanie ech radarowych w odległości wielu kilometrów zabezpiecza samolot przed odczuwalną turbulencją, ale nie przed turbulencją w ogóle. Omijanie zjawisk gradowych związanych na ogół ze skrajnie silną turbulencją wymaga zachowania odległości 45 km między radarowym echem burzy i samolotem.

W każdym ważniejszym porcie lotniczym znajdują się biura meteorologiczne, które dostarczają pilotom danych meteorologicznych potrzebnych do przygotowania planu lotu. Między innymi dane te zawierają mapę wiatru górnego i rozkład pionowy temperatur. Są one bardzo pomocne przy wyborze poziomu lotu, zabezpieczającego przed spotkaniem odczuwalnej turbulencji.

Mgr inż. WALERIAN KORDZIŃSKI

621.454.001

W artykule rozpatrzono możliwości odwzorowywania na stoisku położenia punktu pracy odpowiadającego dowolnym warunkom lotu w odniesieniu do jednowalowych silników odrzutowych, jedno- i dwuprzepływowych silników z dwuzespolową sprężarką oraz silników śmigłowych (śmigłowcowych) bez oddzielnej i z oddzielną turbiną napędową. Omówiono również krótko zagadnienie odwzorowywania na stoisku nie ustalonych warunków pracy silników w locie.

o możliwościach odwzorowywania na stoisku warunków pracy w locie silników turbinowych

Wyznaczanie osiągow i parametrów gazodynamicznych silników turbinowych w warunkach lotu za pomocą badań na latających hamowniach jest b. kosztowne i naraża na poważne trudności związane z zainstalowaniem w skąpych pomieszczeniach potrzebnej aparatury pomiarowej. Poza tym ilość godzin badań na latających hamowniach jest ograniczona warunkami atmosferycznymi. Jeszcze kosztowniejsze w budowie i eksploatacji są wysokościowe hamownie naziemne (hamowniami takimi dysponują tylko największe wytwórnie silnikowe i placówki naukowo-badawcze), przy czym nie odwzoro-

wują one istniejącego w warunkach lotu przepływu w kanale wlotowym silnika i oddziaływania zewnętrznego na strumień. Odwzorowanie takie zapewniają wyłącznie tunele aerodynamiczne, w których z kolei nie można na ogół odwzorowywać warunków wysokościowych.

Dlatego duże korzyści mogą zapewnić możliwości wyznaczania charakterystyk w locie silników turbinowych w zwykłych, niewysokościowych hamowniach naziemnych, przy ograniczeniu do minimum pomiarów na latających hamowniach. Zagad-

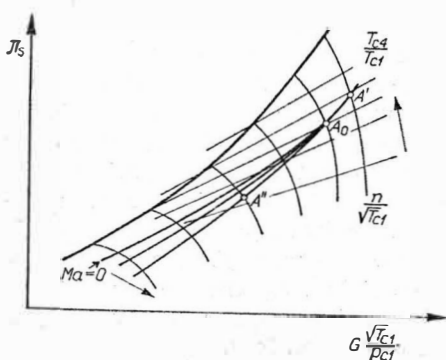
nienie to zostało już częściowo omówione w 10 zeszytach z 1968 r. Techniki Lotniczej i Astronautycznej („Warunki podobieństwa w badaniach silników turbinowych”), w związku z czym w niniejszym artykule rozpatrzono jedynie sposoby odwzorowywania na stoisku położenia punktu pracy silników o różnych układach dla dowolnych warunków lotu, co jest rzeczą zasadniczą przy wyznaczaniu charakterystyk silników. Dodatkowo poruszono zagadnienie odwzorowywania na stoisku warunków rozruchu i przyspieszania silnika istniejących na większych wysokościach lotu.

Sposoby odwzorowywania położenia punktu pracy silników o różnych układach

Jak wiadomo, na przebieg linii współpracy sprężarki z turbiną, a tym samym na położenie punktu pracy na charakterystyce sprężarki, ma wpływ — w przypadku podkrytycznego stosunku ciśnień w dyszy wylotowej silnika odrzutowego lub w kierownicy turbiny napędowej silnika śmigłowego — prędkość lotu (rys. 1). Odwzorowanie na stoisku położenia punktu pracy dla dowolnych warunków lotu polega na sprowadzeniu punktu pracy na charakterystyce sprężarki (lub na charakterystykach sprężarek w przypadku silnika z dwuzespołową sprężarką) w miejsce, jakie zajmuje on w danych warunkach lotu. W przypadku silnika śmigłowego z oddzielną turbiną napędową musi być dodatkowo uwzględnione położenie punktu pracy na charakterystyce turbiny napędowej. Wówczas osiągi i parametry silnika zmierzone na stoisku i przeliczone na dane warunki lotu równe są osiągom i parametrom, jakie silnik wykazywałby w tych warunkach, gdyby oczywiście nie oddziaływały na jego pracę dodatkowe czynniki, jak np. wpływ liczby Re . Sposób odwzorowywania położenia punktu pracy jest uzależniony od rodzaju i układu silnika oraz od systemu jego sterowania.

Przy odwzorowywaniu położenia punktu pracy jednowałowego silnika odrzutowego przesunąć punkt pracy w odpowiednie położenie na charakterystyce sprężarki dokonuje się za pomocą zmian rzeczywistej prędkości obrotowej i przekroju dyszy wylotowej. W przypadku gdy sprowadzona prędkość obrotowa w danych warunkach lotu jest większa od prędkości obrotowej, przy której rozpoczyna się dla $Ma = 0$ krytyczny wpływ z dyszy wylotowej (pojedyncza linia pracy na charakterystyce sprężarki), odwzorowanie położenia

1



punktu pracy odbywa się wyłącznie przez taki dobór prędkości obrotowej, aby sprowadzona prędkość obrotowa równała się sprowadzonej prędkości obrotowej w warunkach lotu (punkt A' na rys. 1). W przeciwnym przypadku poza odpowiednim doborem sprowadzonej prędkości obrotowej konieczne jest dodatkowe przesunięcie punktu pracy — wzdłuż linii stałej prędkości obrotowej — za pomocą zwiększenia przekroju dyszy wylotowej (punkt A'' na rys. 1). Jak widać z rys. 1 kryterium położenia punktu pracy w tym drugim przypadku może być sprowadzony wydatek powietrza, spręż lub sprowadzona temperatura za turbiną. Wynika stąd konieczność pomiaru jednego z tych parametrów w warunkach lotu. Wydaje się, że z wielu względów najdogodniej jest przyjąć spręż jako kryterium położenia punktu pracy. Pomiary należy przeprowadzać na małych wysokościach lotu, aby uniknąć zniekształcenia wyników przez wpływ liczby Re . Do badań stoiskowych musi być użyta dysza wylotowa o ciągłej zmianie przekroju, dokonywanej w czasie pracy silnika. Odwzorowywanie warunków pracy odpowiadających dużym wysokościami lotu (sprowadzone prędkości obrotowe większe od obliczeniowych) powinno odbywać się w zimie, w niskich temperaturach otoczenia, aby przy dopuszczalnych nadobrotach można było osiągnąć wymagane sprowadzone prędkości obrotowe.

Zasadniczo w podobny sposób można przeprowadzać badania silników odrzutowych z dwuzespołową sprężarką. Wykorzystuje się tu fakt jednoznacznej zależności między prędkością obrotową (rzeczywistą lub sprowadzoną) zespołu niskiego ciśnienia a prędkością obrotową zespołu wysokiego ciśnienia oraz fakt, że zmiana przekroju dyszy wylotowej wpływa podobnie na położenie punktu pracy na charakterystykach obu sprężarek, co zmiana prędkości lotu w przypadku podkrytycznego stosunku ciśnień w dyszy wylotowej i w kierownicy turbiny niskiego ciśnienia. Jako kryterium położenia punktu pracy — przy podkrytycznym stosunku ciśnień w dyszy i kierownicy turbiny niskiego ciśnienia — należałoby przy tym przyjąć spręż sprężarki niskiego ciśnienia ze względu na jego większe zmiany powodowane zmianami prędkości lotu niż zmiany sprężu sprężarki wysokiego ciśnienia, co ułatwia pomiary na latającej hamowni. Warto dodać, że odwzorowywanie na stoisku wa-

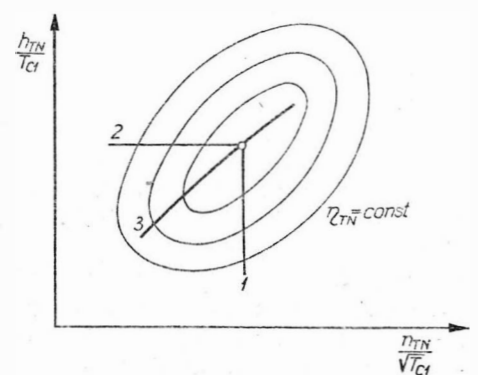
runków pracy w locie silników z dwuzespołową sprężarką może dać pewien pogląd na zachowanie się sprężarki niskiego ciśnienia przy większych prędkościach lotu (jak wiadomo, wzrost prędkości lotu powoduje przesunięcie punktu pracy w kierunku granicy statecznej pracy sprężarki niskiego ciśnienia).

To samo, co powiedziano na temat badań silników jednaprzepływowych z dwuzespołową sprężarką, odnosi się również do silników dwuprzepływowych z dwuzespołową sprężarką lub z wentylatorem z przodu, z tą różnicą, że pożądanym jest zastosowanie regulowanej dyszy kanału zewnętrznego (oprócz regulowanej dyszy kanału wewnętrznego).

W przypadku silników śmigłowych bez oddzielnej turbiny napędowej (tj. silników jednowałowych) przy stałej rzeczywistej prędkości obrotowej i zmiennej temperaturze całkowitej przed sprężarką punkt pracy na charakterystyce sprężarki przesuwają się zgodnie z linią współpracy sprężarka-turbina-śmigło, której przebieg zależy od prędkości lotu. Zmiana położenia punktu pracy wskutek zmiany obciążenia jest uzależniona od sposobu regulacji silnika — przy stałej prędkości obrotowej, po naturalnej linii współpracy lub pośrednia. Wypadkowe położenie punktu pracy można odwzorować na stoisku przez odpowiedni dobór sprowadzonej prędkości obrotowej oraz obciążenia końcówki napędowej silnika, które spełnia w tym przypadku rolę regulowanej dyszy wylotowej silników odrzutowych.

Odwzorowywanie warunków pracy w locie silników śmigłowych (lub śmigłowcowych) z oddzielną turbiną napędową, (tj. silników dwuwłowych) wymaga uwzględnienia dodatkowego czynnika, jakim jest położenie punktu pracy na charakterystyce turbiny napędowej. Na rysunku 2 przedstawiono w sposób

2



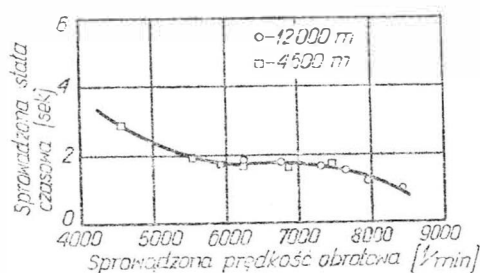
orientacyjny charakterystykę turbiny napędowej w parametrach sprowadzonych do warunków na wlocie do silnika. Zaznaczono na niej linie pracy przy stałej sprowadzonej prędkości obrotowej turbiny napędowej (linia 1), przy stałej sprowadzonej prędkości obrotowej wytwornicy gazu (linia 2) oraz przy zmiennej sprowadzonej prędkości obrotowej wytwornicy i stałym skoku śmigła lub wirnika nośnego (linia 3). Widać stąd, że położenie punktu pracy na charakterystyce turbiny napędowej zależy od sprowadzonych parametrów wytwornicy gazu i od sprowadzonej prędkości obrotowej turbiny napędowej. Sprowadzona prędkość obrotowa turbiny napędowej w danych warunkach lotu jest znana, zależy ona bowiem od rzeczywistej prędkości obrotowej — znanej dla danej fazy lotu samolotu lub śmigłowca — i od temperatury całkowitej w przekroju wlotowym silnika. Jeżeli chodzi o parametry wytwornicy gazu, czyli o położenie jej punktu pracy na charakterystyce sprężarki, to w danych warunkach lotu zależą one od sposobu sterowania silnika — może to być sterowanie skokiem śmigła lub sterowanie mocą. W pierwszym przypadku rzeczywista prędkość obrotowa wytwornicy jest stała, w związku z czym na stoisku dobiera się ją tak, aby sprowadzone prędkości obrotowe na stoisku i w warunkach lotu były równe; w drugim przypadku prędkość obrotową wytwornicy nastawia się w ten sposób, aby przy obciążeniu turbiny napędowej momentem wyznaczonym ze znanej charakterystyki śmigła lub wirnika nośnego uzyskać wymaganą dla danych warunków lotu sprowadzoną prędkość obrotową tej turbiny. Zagadnienie komplikuje się, gdy silnik pracuje w zakresie podkrytycznego stosunku ciśnień w kierownicy turbiny napędowej, tj. gdy przebieg linii pracy na charakterystyce sprężarki zależy od prędkości lotu. Konieczne są wówczas pomiary w locie ciśnienia za sprężarką oraz w przypadku sterowania mocą — prędkości obrotowej wytwornicy gazu. W celu umożliwienia wymaganych przesunięć punktu pracy na stoisku należy zastosować przestawialne łopatki kierownicy (pierwszego stopnia) turbiny napędowej — zmiana przekroju kierownicy tej turbiny działa podobnie jak zmiana przekroju dyszy wylotowej silnika odrzutowego. Dzięki pomiarom w locie prędkości obrotowej wytwornicy od-

pada konieczność wyznaczania — w przypadku silnika ze sterowaniem mocą — momentu obciążającego turbinę napędową.

Zagadnienie odwzorowywania nieustalonych warunków pracy silnika

Dotychczas była mowa wyłącznie o odwzorowywaniu ustalonych warunków pracy silnika. Krótkiego omówienia wymaga również zagadnienie możliwości odwzorowywania na stoisku nie ustalonych warunków pracy — rozruchu i przyspieszania — silnika w locie.

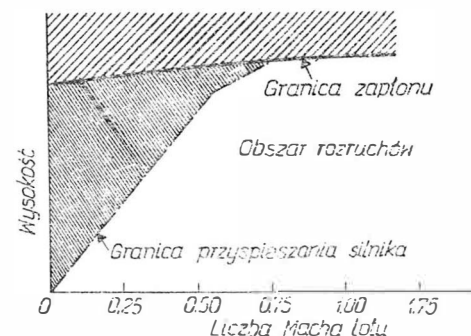
Jak wiadomo, na rozruch silnika wpływa stopień odparowania paliwa i energia iskry świecy. Oba te czynniki zmieniają się ze wzrostem wysokości lotu, prowadząc do zmniejszenia możliwości rozruchu silnika (rys. 3). Do odwzorowywania warunków rozruchu na większych wysokościach lotu konieczne jest stosowanie komór wysokościowych. Badania w komorach są o tyle korzystniejsze niż na latających hamowniach, że umożliwiają zainstalowanie bogatszego oprzyrządowania.



3

Na czas przyspieszania silnika mają wpływ dwa podstawowe czynniki: zapas statecznej pracy sprężarki i stała czasowa. Zapas statecznej pracy zależy zarówno od przebiegu granicy statecznej pracy, jak i od przebiegu linii pracy. Na oba te przebiegi wpływa prędkość i wysokość lotu (wpływ liczby Re) oraz zaburzenia w rozkładzie prędkości na wlocie do silnika. Stała czasowa zmienia się z prędkością obrotową silnika i z wysokością lotu. Na rysunku 4 przedstawiono przebieg sprowadzonej stałej czasowej w zależności od sprowadzonej prędkości obrotowej za pomocą szeregu punktów odnoszących się do różnych wysokości lotu. Z wykresu widać, że sprowadzona stała czasowa praktycznie nie zależy od wysokości lotu, w związku z czym rzeczywista stała czasowa wzrasta ze wzrostem wysokości lotu *).

Wzrost stałej czasowej sprawia, że krzywa przyspieszania w swej początkowej fazie staje się znacznie bardziej stroma, co zwiększa niebezpieczeństwo przekroczenia granicy statecznej pracy sprężarki.



4

Wpływ warunków lotu i zaburzeń przed sprężarką na przebieg linii pracy można odwzorowywać na stoisku przez odpowiednią zmianę przekroju dyszy wylotowej w przypadku silników odrzutowych, przekroju kierownicy turbiny napędowej w przypadku dwuwałowych silników śmigłowych i skoku śmigła w przypadku jednowałowych silników śmigłowych. Na przebieg granicy statecznej pracy można wpływać stosując intensywne zaburzenia jedno-sektorowe. Natomiast odwzorowanie zmiany stałej czasowej nie jest możliwe bez posiadania komory wysokościowej; wydaje się jednak, że można ją zastąpić odpowiednim, proporcjonalnym do wzrostu stałej czasowej, zwiększeniem szybkości narastania wydatku paliwa w początkowej fazie przyspieszania silnika. W przypadku takiego odwzorowania warunków przyspieszania czas przyspieszania dla danej wysokości lotu można określić przez sprowadzenie rzeczywistego czasu przyspieszania (za pomocą wzoru analogicznego do wzoru na sprowadzoną stałą czasową) do warunków na tej wysokości.

Jak widać z przytoczonych rozważań, całkowite wyeliminowanie pomiarów na latających hamowniach do wyznaczenia charakterystyk i innych własności silników turbinowych w warunkach lotu nie jest możliwe, zupełnie realnie przedstawia się natomiast problem ograniczenia tych badań na rzecz badań w zwykłych hamowniach niewysokościowych. W warunkach lotu konieczne są pomiary pewnego wybranego parametru (najlepiej sprężu), który następnie służy jako kryterium położenia punktu pracy w czasie bardziej szczegółowych badań na stoisku.

*) Rzeczywistą stałą czasową można prze-liczać na dowolne wysokości lotu zgodnie z definicją sprowadzonej stałej czasowej

$$\tau_{spr} = \tau \sqrt{\frac{288}{T_{cl}} \frac{P_{cl}}{1,033}}$$

(przyp. autora)

Samolot pionowego startu Hawker Siddeley „Harrier”

W ostatnich latach coraz bardziej utrwała się przekonanie o korzyściach, jakie mogą przynieść w czasie nowoczesnej wojny samoloty pionowego startu. Niedawny konflikt na Bliskim Wschodzie wykazał w sposób spektakularny, że takie czynniki, jak niezależność od lotnisk, rozśrodkowanie samolotów i elastyczność prowadzenia operacji lotniczych odgrywają decydującą rolę w każdej wojnie, toczącej się zarówno między krajami dysponującymi nowoczesnym sprzętem, jak i między krajami o ograniczonym stopniu rozwoju.

Wymaganiom nowoczesnej wojny czyni zadość w sposób maksymalny znajdujący się już w produkcji seryjnej pierwszy na świecie samolot bojowy o właściwościach pionowego startu i lądowania Hawker Siddeley „Harrier” SR.1 (oznaczenie samolotu seryjnego). Jest to angielski jednomiejscowy samolot szturmowy i rozpoznawczy o ciężarze całkowitym ok. 10 T, wyposażony w dwuprzepływowy silnik nośno-napędowy Rolls-Royce Bristol „Pegasus” 6 o ciągu startowym 8700 kG. Został on opracowany w celu umożliwienia przeprowadzania zadań bezpośredniego wsparcia lub bojowego rozpoznania z dowolnych miejsc położonych w niewielkiej odległości od pierwszej linii frontu. Poza tym samolot „Harrier” może operować z okrętów zaopatrzonych w platformy śmigłowcowe i jest tym samym jedynym samolotem bojowym, który nadaje się zarówno do operacji morskich, jak i lądowych bez konieczności wprowadzania jakichkolwiek zmian konstrukcyjnych.

Obecny seryjny samolot różni się dosyć znacznie od swych prototypów „Kestrel” (których próby w locie rozpoczęto w 1960 r.), przede wszystkim wlotami powietrza, obrysem skrzydła, hamulcami aerodynamicznymi oraz przednią i tylną częścią kadłuba. Zupełnej zmianie uległy instalacje pokładowe, dodano uzbrojenie, a ciąg silnika został zwiększony.

Silnik „Pegasus” jest pierwszym na świecie silnikiem nośno-napędowym (z obrotowymi dyszami wylotowymi). Ta cecha silnika umożliwiła zastosowanie na samolocie „Harrier” sterowania ciągu pojedynczą dźwignią, zarówno w locie poziomym, jak i w czasie pionowego startu i lądowania. W końcu ub. roku silnik „Pegasus” 6 przeszedł 150-godzinną próbę typu i uzyskał świadectwo zgodności.

Samolot „Harrier” jest wyposażony w udoskonalony automatyczny układ sterowania silnika i w rozrusz-



nik turbinowy Rotax, będący równocześnie pomocniczym agregatem pokładowym. Agregat ten napędza prądnicę prądu zmiennego, która zasila niektóre urządzenia elektroniczne oraz akumulatory, co uniezależnia samolot od urządzeń naziemnych.

Duży wydatek powietrza zasysanego przez silnik wymaga dużych wlotów, które są poza tym zaopatrzone w dodatkowe klapki, doprowadzające powietrze w warunkach startowych i przy małych prędkościach lotu. Klapki działają w sposób samoczynny w zależności od różnicy ciśnienia zewnętrznego i wewnętrznego. Dysze wylotowe mają tylko dwie łopatki kierujące zamiast pięciu, jak to było na prototypach „Kestrel”.

Do uruchamiania lotek i steru wysokości służą po dwa serwomechanizmy zasilane przez oddzielne układy hydrauliczne. Uruchamianie steru kierunku odbywa się w sposób bezpośredni, bez wzmocnienia. Dysze sterujące na końcach skrzydła oraz w nosowej i ogonowej części kadłuba są bezpośrednio związane z układem sterowania. Sprężone powietrze ze sprężarki wysokiego ciśnienia silnika jest do nich doprowadzane tylko wówczas, gdy dysze wylotowe silnika są skierowane do dołu przynajmniej pod kątem 20°. Samolot nie ma sztucznego pilota, jedynie w wersji dla RAF-u zastosowano automatyczny układ ustataczniający względem osi poprzecznej i podłużnej, który odgrywa jednak tylko rolę pomocniczą. Dotychczas większość z przeprowadzonych 10 000 pionowych startów odbyła się bez automatycznego ustataczniania.

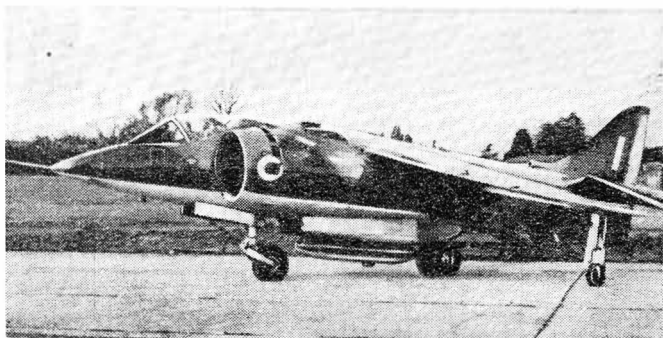
Samolot „Harrier” jest wyposażony w zespolony system nawigacyjno-celowniczy Ferranti. Zasadniczym jego elementem jest platforma bezwładnościowa, która przekazuje do przelicznika pokładowego dane dotyczące pozycji (szerokości i długości geograficznej) samolotu. Sygnały wyjściowe przelicznika sterują urządzenie z przesuwną taśmą umieszczone na tablicy przyrządowej i przedstawiają teren, nad którym przeleatuje samolot. Przed pilotem są poza tym rzutowane — za pomocą specjalnego urządzenia optycznego firmy Smith — dane dotyczące prędkości i wysokości lotu oraz położenia samolotu, a także dane potrzebne do kierowania ogniem.

Samolot ma pięć podwieszonych pod skrzydłem i trzy pod kadłubem. Na uzbrojenie samolotu składają się: 450 kG bomby, torpedy do zwalczania łodzi podwodnych, zasobnik Matra z rakietami SNEB, dwa zasobniki z 30 mm działkami typu „Aden” oraz wyposażenie rozpoznawcze.

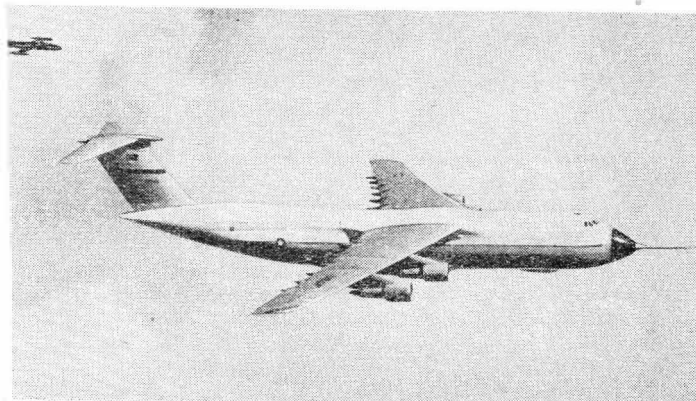
Długość samolotu „Harrier” wynosi 14,2 m, rozpiętość 7,7 m, powierzchnia skrzydła 18,67 m², ciężar własny 5440 kG, ciężar uzbrojenia 2270 kG, maksymalny ciężar całkowity przy pionowym starcie 7260 kG, maksymalny dopuszczalny ciężar całkowity 9980 kG, prędkość maksymalna $Ma = 1,25$, promień działania 560 km, w tym 75 do 90 km w locie przy ziemi, zasięg maksymalny 3700 km.

Produkowana jest również dwumiejscowa wersja treningowa — „Harrier” T.2.

Przewiduje się poza tym budowę udoskonalonej wersji samolotu z silnikiem o ciągu zwiększonym do 10 000 kG.
W.K.



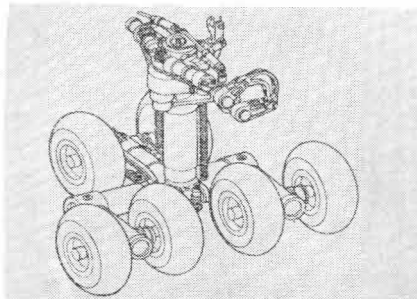
Samolot transportowy Lockheed „Galaxy”



Przed kilkoma miesiącami rozpoczęto próby w locie największego samolotu świata — wojskowego samolotu transportowego Lockheed C-5A „Galaxy”. Przy ciężarze całkowitym 347 000 kG samolot ten jest w stanie przewieźć 120 000 kG ładunku na odległość 4600 km, a 51 000 kG — na odległość powyżej 10 000 km z prędkością przelotową 815—850 km/h. Samolot „Galaxy” otwiera zupełnie nowe możliwości przed wojskowym lotnictwem transportowym. Przerzuty wojsk, które obecnie przy wykorzystaniu transportowych środków morskich i lotniczych trwają ponad miesiąc, przy użyciu 100 samolotów C-5A będą mogły być wykonane w ciągu tygodnia. W ciągu 24 godzin będzie możliwe przetransportowanie do dowolnego punktu świata poważnych sił łącznie z bronią pancerną i wyposażeniem. Amerykańskie lotnictwo transportowe zamówiło już 58 samolotów „Galaxy”; w połowie lat siedemdziesiątych ma ono dysponować ok. 200 samolotami tego typu. Samolot C-5A ma długość 74,9 m, rozpiętość 67,9 m, wysokość 19,8 m, objętość ładunkową 983,8 m³, maks. prędkość przelotową 870 km/h, prędkość lądowania 240—280 km/h, długość startu 2290 m, długość lądowania 1220 m. Skrzydło o powierzchni 576 m² i skosie 25° jest zaopatrzone w sloty na całej rozpiętości, w kłapy Fowlera o łącznej powierzchni 85 m² i w spoilery.

Napęd samolotu stanowią cztery silniki wentylatorowe General Electric TF 39 o stosunku wydatków 8:1 i ciągu startowym 18 645 kG. Kanał zewnętrzny silników jest wyposażo-

ny w odwracacz ciągu. Należy podkreślić, że silnik TF 39 jest pierwszym silnikiem wojskowym, w którym uwzględniono ostre wymagania lotnictwa cywilnego odnośnie niezawodności i trwałości: trwałość części „gorących” — przy temperaturze przed turbiną 1260 °C — wynosi



15 000 h, okres międzynaaprawczy — obecnie 1000 h — ma osiągnąć 5000 h. Podwozie składa się z gołeni przedniej z 4 kołami obok siebie i z 4 gołeni głównych z 6 kołami każda. Podczas startu i lądowania z bocznym wiatrem podwozie ustawia się pod kątem do osi podłużnej samolotu w granicach $\pm 20^\circ$, przy czym kąt ustawienia podwozia określa przelicznik pokładowy. W czasie załadunku samolotu przednia goleń podwozia jest częściowo składana, co powoduje „klęczącą” pozycję samolotu. Ciśnienie w oponach kół głównych jest sterowane z kabiny pilotów.

Samolot „Galaxy” jest pierwszym samolotem, na którym zastosowano — opisany już w „Nowościach” TLiA — system ciągłej kontroli samolotu MADAR. Godny wzmianki jest również system nawigacji dopplerowsko-bezwładnościowej firmy Northrop Nortronics, a w szczególności zastosowana w tym systemie platforma bezwładnościowa z kulą łożyskową hydrostatycznie w sferycznej komorze.

Typowy ładunek podstawowej wersji samolotu stanowi: 3 jeepy z uzbrojeniem, 2 samochody ciężarowe z przyczepami, 2 samobieżne działa pancerne, samobieżna haubica pancerna, 2 samochody ciężarowe z działami polowymi, 3 samochody sanitarny,

58 żołnierzy (w kabine na górnym pokładzie samolotu).

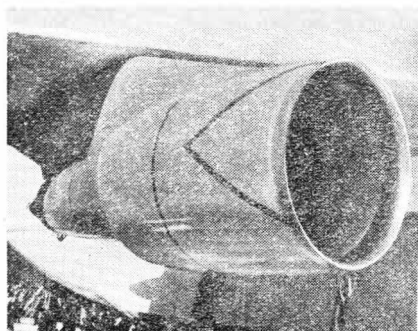
W rozwoju i budowie samolotu brało udział 4000 poddostawców.

Poza wersją podstawową przewiduje się rozwój następujących wersji pochodnych: 1) latające stanowisko dowodzenia o ciężarze całkowitym 354 000 kG i z zapasem paliwa 184 000 kG umożliwiającym 20-godzinne utrzymywanie się w powietrzu; 2) latająca cysterna mogąca przetankować w powietrzu 90 700 kG paliwa; 3) platforma pocisków kierowanych; 4) bombowiec zabierający 288 bomb po 340 kG na 12 paletach i zrzucający w jednej salwie 48 bomb; 5) samolot z napędem atomowym, o ciężarze całkowitym 408 000 kG i o nieograniczonym zasięgu z ładunkiem 45 400 kG.



Prawdopodobnie jeszcze przed rokiem 1975 zostanie zbudowana cywilna wersja samolotu C-5A, która obecnie nosi oznaczenie L-500. Istnieją trzy projekty: L-500-114A, L-500-3 i L-500-107C. Samolot L-500-107C miałby ciężar całkowity 376 000 kG, ciężar handlowy 150 000 kG i silniki o ciągu 22 700 kG. W wersji pasażerskiej samolot L-500 zabierałby ponad 900 pasażerów.

W.K.



Niemiecki samolot doświadczalny z tworzywa sztucznego

Podczas gdy w szybownictwie zbrojone tworzywa sztuczne znalazły już szerokie zastosowanie, w budowie samolotów czyni się w tej dziedzinie dopiero pierwsze kroki konstruując z tworzyw sztucznych samoloty doświadczalne i prototypy. Należą do nich: Piper „Papoose”, samolot doświadczalny Mississippi State University i Windecker „Eagle” 1 w USA, Wassmer WA. 50 we Francji i LFU 205 w NRF. Ten ostatni samolot został opracowany wspólnie przez firmy Bölkow, Rhein-Flugzeugbau i Pützer-Kunststofftechnik, które utworzyły stowarzyszenie pod nazwą Leichtflugtechnik-Union. Wydatnej pomocy udzieliły przy tym odpowiednie ośrodki DFL.

Stowarzyszenie LFU zajmowało się początkowo tzw. strukturami falistymi. Chodzi tu o konstrukcje „pół-sandwiczowe” składające się z gładkiego pokrycia zewnętrznego i sklejonego z nim wewnątrz pokrycia falistego. W przypadku skrzydeł fale biegną zgodnie z kierunkiem żebra, w przypadku kadłubów — zgodnie z kierunkiem podłużnic. Konstrukcje te przejmują momenty skręcające, do przejścia momentów zginających konieczne są dźwigary. Jako rozwojowy uznano jednak inny rodzaj struktury, a mianowicie strukturę „rurową”. Materiałem wyjściowym jest tu rura z tkaniny szklanej (wykonana metodą nawijania włókien szklanych) z rurą plastikową wewnątrz. Rura z tkaniny szklanej jest nasycona żywicą; rura plastikowa daje się nadmuchiwać, służąc w ten sposób do docięnięcia rury z tkaniny szklanej do ułożonych w negatywowej formie warstw pokrycia ze zbrojonego tworzywa sztucznego i sklejenia w ten sposób rury z pokryciem. Ciężar powierzchniowy tego rodzaju struktury wynosi 2,3 kg/m².

W porównaniu z dotychczas stosowanymi rodzajami konstrukcji z tworzyw sztucznych struktura opracowana przez LFU wykazuje następujące zalety:

- odporność na podwyższone temperatury
- możliwość wytwarzania na skalę przemysłową
- możliwość mechanizacji procesów produkcyjnych
- uzyskiwanie b. gładkich powierzchni
- otrzymywanie zamkniętych skorup (bez potrzeby sklejenia połówek konstrukcji).

Najpierw sprawdzono przydatność nowego rodzaju struktury do wy-

tworzania niektórych elementów dużych samolotów; m.in. wykonano z tego materiału ster wysokości samolotu Transall C. 160. W porównaniu ze sterem metalowym wykazuje on o 25% mniejszy ciężar i o 30% mniejszy koszt wytwarzania.

Samolot LFU-205 został całkowicie wykonany z tworzywa sztucznego metodą „rury”. Skrzydło o specjalnym profilu Epplera i wydłużeniu 7,2 składa się z trzech kesonów. Zostało ono poddane cyklowi badań zmęczeniowych odpowiadającemu

36 000 godz. lotu, przy czym nie stwierdzono żadnych śladów zmęczenia materiału.

Dane samolotu: silnik Lycoming IO-360-A1C o mocy 200 KM, rozpiętość — 10,85 m, długość — 7,65 m, wysokość — 2,46 m, powierzchnia skrzydła — 16,35 m², ciężar własny — 700 kg, ciężar użyteczny — 500 kg, ciężar handlowy (4 osoby + + bagaż) — 350 kg, zapas paliwa — 200 l, ciężar całkowity — 1200 kg, prędkość maks. npm — 360 km/h, prędkość przelotowa npm — 300 km/h, prędkość przeciągnięcia — 85 km/h, prędkość podejścia — 110 km/h, prędkość przyziemienia — 94 km/h, zasięg na 75% mocy nominalnej bez pozostawienia rezerwy paliwa — 1400 km, długość startu na 15 m —



380 m, długość lądowania z 15 m — 350 m, prędkość wznoszenia n/m — 5,5 m/sek, pułap praktyczny — 6000 m.

Dla porównania konstrukcji samolotu LFU 205 z bardziej konwencjonalnymi konstrukcjami samolotów z tworzyw sztucznych należy pokrótce opisać samolot Wassmer WA. 50. Elementy tego samolotu są wykonane z typowego laminatu, przy

czym pokrycie jest wzmocnione podłużnicami lub falistym laminatem. Skrzydło ma obok dźwigara głównego dźwigar pomocniczy i jest wzmocnione żebrami. Każda połowka skrzydła jest sklejana z dwóch części, górnej z kesonem noskowym i dolnej, montowanych na dźwigarach. Kadłub jest sklepany w płaszczynie pionowej z dwóch skorup.

W.K.

Dalsze szczegóły na temat samolotów SAAB 1071 i 1073

W jednym z poprzednich zeszytów TLiA zamieszczono w „Nowościach” wzmiankę na temat szwedzkich projektów samolotów pasażerskich SAAB 1071 i 1073. Obecnie znane są dalsze szczegóły na temat tych samolotów.



Jak wiadomo, w przypadku projektu 1071 chodzi o samolot śmigłowy napędzany czterema silnikami turbinowymi AiResearch TPE 331 lub UACL PT6A (o mocy ok. 600 KM), które zapewniają mu właściwości STOL — dzięki nadmuchiwi całej powierzchni skrzydła przez strumienie zaśmigłowe — bez potrzeby stosowania poważniejszej mechanizacji skrzydła. Przy maksymalnym ciężarze startowym 13 000 kG i w tem-

peraturze otoczenia 30 °C do startu samolotu wystarcza pas o długości 700 m. Samolot może przewozić 40 pasażerów z prędkością 415 km/h na odległość 1150 km. W przyszłości przewiduje się zwiększenie ilości miejsc pasażerskich.

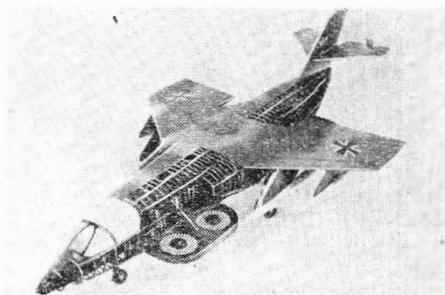
Samolot odrzutowy na krótkie trasy SAAB 1073 jest napędzany dwoma trójwałowymi silnikami dwuprzepływowymi Rolls-Royce RB. 203-08 „Trent” o ciągu 4500 kG. Samolot może przewozić 80 pasażerów na trasach o długości do 980 km. Prędkość przelotowa 770 km/h sprawia, że jego koszty eksploatacyjne są równe kosztom eksploatacyjnym kolei.

Dane samolotów	1071	1073
Długość	18,20 m	25,0 m
Rozpiętość	23,00 m	25,6 m
Wysokość	6,40 m	8,6 m
Pow. nośna	63,25 m ²	80,0 m ²
Ciężar własny	7 590 kG	16 600 kG
Ciężar paliwa	2 800 kG	8 000 kG
Ciężar handlowy	4 610 kG	7 250 kG
Ciężar całk.	13 000 kG	27 600 kG

W.K.

Projekty samolotów VTOL firmy HFB

Firma HFB (Hamburger Flugzeugbau) już od szeregu lat zajmuje się studiami dotyczącymi samolotów VTOL. Wynikiem tych studiów są dwa projekty — samolotu szturmowego i samolotu transportowego. Oba projekty oparte są na systemie wentylatorów nośnych, które w fazie startu i lądowania są wysuwane z kadłuba. Wentylatory mają na



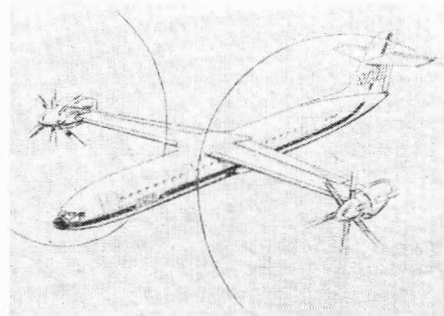
swym obwodzie ułopatkowanie turbinowe, które jest zasilane gazami wylotowymi silników napędowych. Samolot szturmowy ma dwa silniki napędowe i osiem wentylatorów — cztery z przodu i cztery z tyłu kadłuba. Na temat samolotu transportowego wiadomo, że ma zabierać na pokład 80 pasażerów.

W.K.

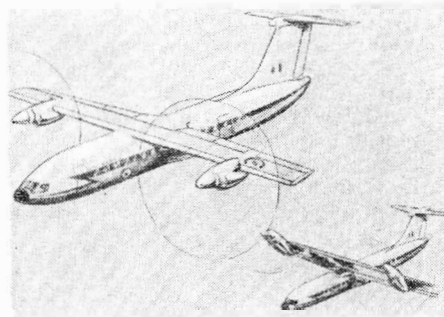
Nowe projekty samolotów VTOL firmy Westland

W oparciu o projekty samolotów VTOL z przechylnymi wirnikami WE. 01 i WE. 02 (o których wzmianka była już zamieszczona w „Nowościach”) firma Westland przeprowadziła szersze studia projektowe w dziedzinie techniki VTOL. W wyniku tych studiów stwierdzono, że w przypadku samolotów o prędkościach przekraczających 740 km/h należy stosować przestawialne skrzydła, natomiast w przypadku samolotów o mniejszych prędkościach wystarczą przechylne wirniki o dużej średnicy.

Wykorzystując wyniki przeprowadzonej analizy opracowano projekt dużego wojskowego samolotu transportowego z przestawialnym skrzydłem (rys. 1), projekt podobnego samolotu pasażerskiego oraz projekt samolotu pasażerskiego z przechylnymi wirnikami (rys. 2). Do samolotu z przestawialnym skrzydłem odnoszą się następujące dane: prę-



1



2

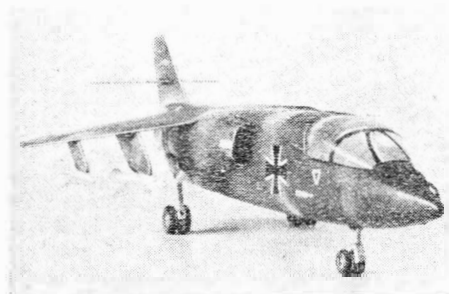
kość 740 do 930 km/h, ciężar całkowity 45 000 do 68 000 kG, promień działania do 925 km/h.

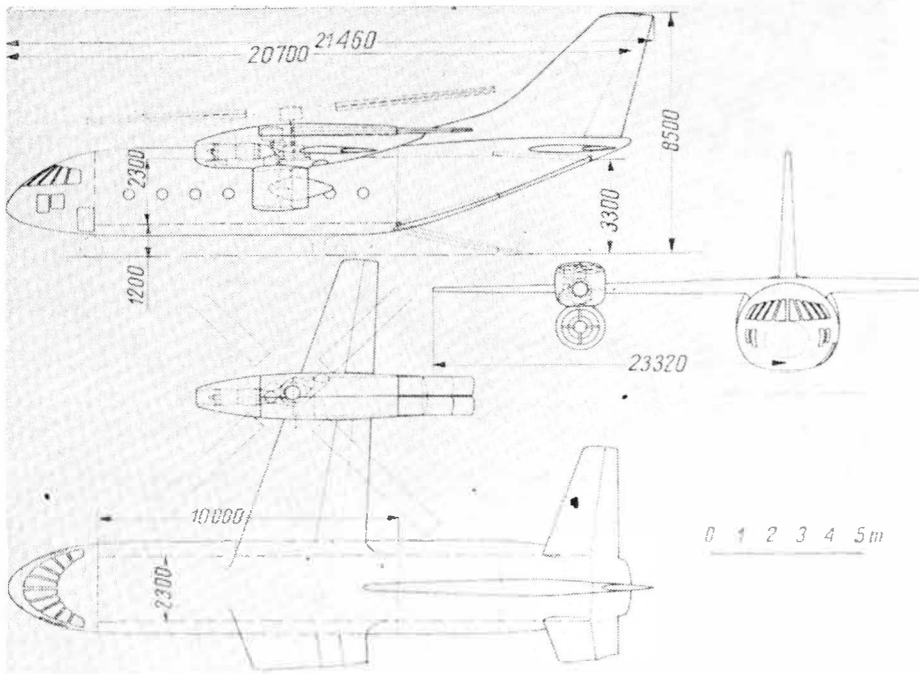
Obecnie przeprowadza się badania tunelowe modelu samolotu WE. 01 w małym tunelu Hayes Division.

W.K.

Projekt samolotu transportowego VTOL firmy Messerschmitt

Ostatnio firma Messerschmitt przeprowadziła studium projektowe samolotu transportowego pionowego startu o układzie zbliżonym do układu zaprojektowanego wcześniej sa-





molotu turystycznego Me 408, jakkolwiek układ ten nie jest przez firmę uważany za optymalne rozwiązanie samolotu przekształcalnego. Projektowany samolot transportowy — noszący oznaczenie MeP 2020-4 — o udźwigu 7000 kG ma startować i lądować pionowo przy użyciu dwóch wirników zabudowanych na skrzydłach. Dwie wytwornice gazu General Electric GE.1 zasilają turbiny wirników nośnych i wieńce turbinowe na obwodzie wentylatorów napędowych. Dzięki bezstopniowemu podziałowi wydatku gazów wylotowych z wytwornic do urządzeń nośnych i napędowych możliwe jest optymalne wykorzystanie mocy wytwornic w czasie przejściowych faz lotu. Ich wymiary są tak dobrane, aby był możliwy lot w zawisie na tylko jednym silniku pracującym. W czasie lotu pionowego łopaty wirników są składa-

ne do tyłu i chowane w gondolach. Wirniki nośne są bezprzegubowe, a cztery stosunkowo sztywne łopaty są zaprojektowane na duże prędkości obrotowe. Wirniki są ze sobą połączone wałem przechodzącym w skrzydle.

W przejściowych fazach lotu sterowanie samolotu odbywa się przez ogólną i cykliczną zmianę skoku łopat i jest sprzężone z normalnym układem sterowania.

Ujawniono następujące dane: rozpiętość — 23,32 m, długość — 21,46 m, wysokość — 8,5 m, powierzchnia skrzydła — 68 m², średnica wirników nośnych — 13,5 m, ciężar własny z 2-osobową załogą — 16 940 kG, udźwig przy pionowym starcie — 9060 kG, ciężar całkowity — 26 000 kG przy pionowym starcie i 30 000 kG przy starcie skróconym.

W.K.

Nowy kształt łopat wirnika śmigłowcowego

Wzrastające wymagania w dziedzinie śmigłowców pociągają za sobą konieczność zwiększenia osiągnięć wirników nośnych. Przykładem śmigłowca, który ma zadośćuczynić nowym wymaganiom może być zbudowany przez firmę Lockheed na zamówienie US Army śmigłowiec z dodatkowym ciągiem AH-56 „Cheyenne”. Wykazuje on polepszone osiągi w zawisie, dużą prędkość i mały promień zakrętu w locie poziomym. Oddzielnie każdą z tych właściwości można łatwo uzyskać, jednak rozpatrywane łącznie okazują się one wzajemnie przeciwstawne. Również ze względu na możliwości wykonawcze istnieją poważne ograniczenia. W związku z tym technolodzy firmy Lockheed udoskonalili metody klejenia metali, a projektanci opraco-

wali zupełnie nowy kształt łopat wirnika nośnego, który pozostał jednak w granicach możliwości wykonawczych.

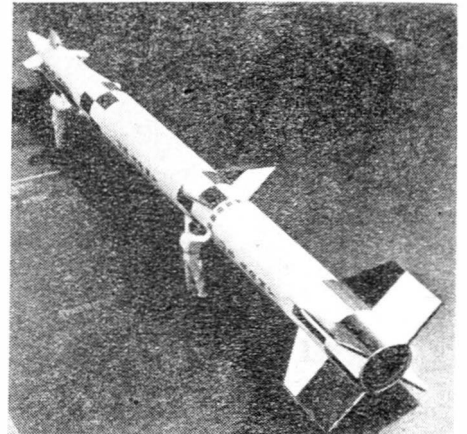
Dobre osiągi w zawisie wymagają liniowego skrócenia łopaty. Wybrano umiarkowane skrócenie, aby utrzymać na niskim poziomie obciążenia od drgań w locie poziomym. Ze względu na duże prędkości lotu śmigłowca „Cheyenne” zastosowano zmniejszającą się ku końcowi łopaty grubość profilu, co powoduje wzrost krytycznej liczby Macha. Duży wypór w zakręcie i wynikająca stąd duża zwrotność uzyskano przez wygięcie profilu. Największe wygięcie znajduje się u nasady łopaty i zmniejsza się stopniowo wzdłuż jej rozpiętości. Wygięcie profilu nie tylko zapewnia wytworzenie

wymaganej siły nośnej łopaty poruszającej się do tyłu przy małych promieniach zakrętu, lecz również polepsza osiągi śmigłowca w zawisie przy dużym ciężarze w locie.

W.K.

Próby przeciwrakiety „Spartan”

Na wyspie Kwajalein przeprowadzono z pomyślnym wynikiem próby przeciwrakiety McDonnell Douglas „Spartan”, która ma stanowić łącznie z rakieta „Sprint” jeden z członów systemu obronnego „Sentinel”. Może ona przechwytywać i niszczyć nieprzyjacielskie pociski kierowane poza atmosferą ziemską. Rakieta została wystrzelona z podziemnego silosa i była kierowana za pośrednictwem radaru przez przelicznik. W czasie lotu wykonała ona szereg manewrów, jak zakręty, wznoszenie i nurkowanie.



Rakieta „Spartan” ma długość 16,76 m i jest dwustopniowa, przy czym oba stopnie są zaopatrzone w silniki na paliwo stałe. Jej zasięg wynosi kilkaset kilometrów. Oprócz urządzeń należących do wyrzutni rakiety rozwija się radar o b. dużym zasięgu. Zamierza się zbudować 15 do 20 stanowisk „Spartan” i „Sprint”.

W.K.

Nowe rodzaje pocisków kierowanych

Dowództwo amerykańskich sił powietrznych zleciło firmom Lockheed, Boeing i Beech opracowanie projektów nowych typów pocisków kierowanych powietrze-ziemia SCAM (Subsonic Cruise Attack Missile) i SCAD (Subsonic Cruise Armed Decoy). Pierwszy będzie wyposażony w głowice nuklearne lub konwencjonalne o dużej sile wybuchowej, drugi — w głowice zakłócające i głowice o małej sile wybuchowej. Pociski, napędzane silnikami

przepływowymi, będą wystrzeliwane z samolotów w odległości kilku tysięcy kilometrów od celu. Aby uniknąć wykrycia przez nieprzyjacielski radar, będą one kontynuować lot na małej wysokości, przy czym będą kierowane za pomocą bezwładnościowego systemu nawigacyjnego oraz radaru do lotu przy ziemi.

W.K.

Reaktor do zasilania dużych satelitów

W ramach niemieckiego programu kosmicznego zaplanowano rozwój reaktora termionicznego, w którym elementy termioniczne będą zespolone z uranowymi elementami paliwowymi. Obecnie prace — prowadzone przez firmy BBC, Interatom i Siemens — koncentrują się na prototypie reaktora, którego budowa ma trwać jeszcze ok. 5 lat. Do jego prób będzie zbudowane na terenie ośrodka badań atomowych specjalne stoisko badawcze.

Prototyp będzie małym reaktorem pracującym na wysoko wzbogaconym uranie 235 i chłodzonym ciekłym sodem. Sam rdzeń reaktora ma długość 45 cm przy średnicy 35 cm i zawiera 19 prętów paliwowych o skomplikowanej wewnętrznej strukturze. Każdy rdzeń ma 7 cezowych przetworników termionicznych o długości 5,4 cm i średnicy powierzchni emitującej 2 cm. Część emitująca przetworników będzie pracować w temperaturze 1500—1700 °C, natomiast część zbiorcza będzie chłodzona do temperatury 550—650 °C. Cały rdzeń jest osłonięty berylowym reflektorem, z którego wystają pręty regulacyjne. Prototyp ma mieć ciężar ok. 550 kG łącznie z 15 kG uranu, a jego moc elektryczna ma wynosić 20 do 30 kW.

W.K.

Satelita do badań radioastronomicznych

Wystrzelony przez NASA 4 lipca 1968 r. za pomocą rakiety „Delta” na kołową orbitę o wysokości 5970 km satelita do badań radioastronomicznych ma posłużyć do opracowania map promieniowania o małych częstotliwościach Drogi Mlecznej. W tym celu rejestruje on promieniowanie wysyłane przez Słońce, Jowisza i znajdujące się poza naszym układem słonecznym gwiazdy. Satelita jest wyposażony w cztery rurowe elementy, na których zamocowane są anteny i które mogą wysuwać się na długość 230 m, oraz w dwa maszty antenowe o długości 36,5 i 204 m,

W.K.

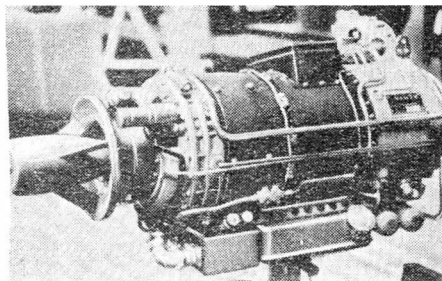
Otrzymywanie tlenu z wody utlenionej

W stadium badań znajduje się obecnie w USA metoda otrzymywania w statkach kosmicznych tlenu z wody utlenionej, przy czym produktem ubocznym będzie woda pitna. Do niedawna ten sposób otrzymywania tlenu nie był brany pod uwagę, ponieważ panowało przekonanie, że otrzymany z wody utlenionej tlen i woda mają właściwości trujące. Okazało się jednak, że zawartość wody utlenionej w otrzymywanym

z niej tlenie nie przekracza 0,1%, a w wodzie — 1%, co jest do przyjęcia. Zastosowanie tej metody w statkach kosmicznych zapewni 30% zysk na ciężarze w porównaniu z oddzielnie zabieranymi zapasami tlenu (w stanie ciekłym) i wody. Urządzenie do otrzymywania tlenu i wody ma b. prostą konstrukcję — jest to mianowicie pojemnik z dużą ilością cienkich tasiemek srebrnych.

A.M.

Pomocniczy silnik turbinowy



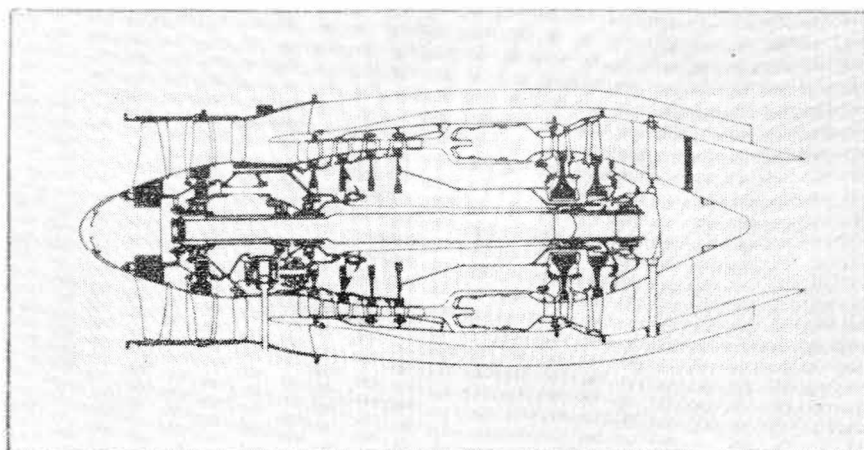
Firma Klöckner - Humboldt - Deutz zbudowała wspólnie z wydziałem małych silników firmy Rolls-Royce pomocniczy agregat turbinowy KHD/RR T112 o wyjątkowo zwartej budowie i małym ciężarze. Przy maksymalnej mocy na wale 140 KM ciężar całego agregatu wynosi tylko 36 kG. Agregat może być stosowany również jako wytwornica sprężonego powietrza. Agregat T112 był zaprezentowany na wystawie w Hanowerze.

W.K.

Nowe dane na temat silnika „Larzac”

Ostatnio opublikowano przekrój opisywanego już w „Nowościach” dwuprzepływowego silnika SNECMA/Turbomeca M.49 „Larzac” o ciągu startowym 1045 kG, który jest przeznaczony do samolotów służbowych o ciężarze całkowitym do 5000 kG

datków 1,4:1, prędkość obrotowa zespołu wysokiego ciśnienia 22 000 obr/min, prędkość obrotowa wentylatora 16 500 obr/min, jednostkowe zużycie paliwa w warunkach startowych 0,61 kG/kGh, długość 1,15 m, ciężar silnika zabudowanego 260 kG.



(np. SA „Diplomate”). Jak widać z rysunku, silnik ma dwustopniowy wentylator bez kierownicy wlotowej i czterostopniową sprężarkę. Oba zespoły są napędzane przez jednostopniowe turbiny. Wydatek powietrza wynosi 26 kG/sek, stosunek wy-

Próby stoiskowe silnika mają się rozpocząć na początku 1969 r., dostawy pierwszych silników seryjnych — na początku 1970 r., pełna produkcja — 1972 r.

W.K.

Integralne elektroniczne układy pokładowe

Sformułowane przed kilku laty w lotnictwie pojęcie systemu bojowego oznacza traktowanie samolotu, jego uzbrojenia i wyposażenia oraz naziemnych urządzeń pomocniczych jako jednej całości. Podobna koncepcja znalazła również zastosowanie w odniesieniu do podsystemów, m. in. do elektronicznego wyposażenia pokładowego.

Uniwersalny przelicznik pokładowy samolotu eliminuje konieczność stosowania oddzielnych, specjalistycznych przeliczników. Centralny przelicznik może na samolocie wykonywać wszystkie czynności związane z opracowywaniem danych i regulacją. Staje się on w ten sposób mózgiem integralnego elektronicznego układu pokładowego. Integralny elektroniczny układ pokładowy zwiększa skuteczność systemu bojowego, rozszerza zakres jego zastosowań, zwiększa niezawodność, upraszcza obsługę i odciąża pilota.

Pierwszym integralnym elektronicznym układem pokładowym jest opracowany przez amerykańską firmę Sperry system ILAAS (Integrated Light Attack Avionics System). Zasadniczym urządzeniem układu jest centralny zespół dwóch przeliczników cyfrowych, z których jeden służy jako zapasowy. Zespół ten łączy w jedną całość wszystkie elektroniczne funkcje układu i zabezpiecza jego działanie mimo uszkodzenia jakiegokolwiek elementu. W przypadku wystąpienia uszkodzenia przelicznik zmienia automatycznie kon-

figurację układu, o czym pilot zostaje zawiadomiony w celu wprowadzenia zmian w programie wykonywanego zadania. Niezawodność systemu zwiększa szerokie zastosowanie obwodów integralnych i napylanych (błonkowych) oraz automatyczna kontrola funkcjonalna układu przed startem i w locie, do czego służy cały zespół przyrządów. Układ ILAAS spełnia następujące zadania: 1) nawigacja — w oparciu o metodę bezwładnościową, dopplerowską, radarową i lotu w łożu wiatru. Kurs według busoli, kurs względem Ziemi i pozycja są przekazywane na wskaźniki w kabinie pilota, a odchylenia od wymaganej pozycji są automatycznie korygowane; 2) automatyczne sterowanie — po włączeniu automatycznego pilota możliwy jest lot przy ziemi i automatyczne lądowanie na lotniskowcu. Wysokość, kurs i prędkość wybiera pilot; 3) kierowanie ogniem — radar pokładowy może kierować ogień broni pokładowej na cele naziemne i w ograniczonym stopniu — powietrzne, bez konieczności widzenia celu przez pilota. Jest przewidziane równoczesne użycie różnych broni. Ten sam radar służy również do nawigacji i korygowania pozycji; 4) łączność — łącznościowe urządzenia radiowe są stosowane także do wykrywania, klasyfikowania i zakłócania nieprzyjacielskiego radaru; 5) kontrola — specjalny zespół przyrządów wykrywa przed startem lub w locie niesprawności poszczegól-

nych elementów układu. Poza tym opracowano przenośne urządzenie do używania na lotniskach polowych, które automatycznie sprawdza 90% kart i modułów przeliczników.

Układ ILAAS został tak opracowany, aby przez dodanie lub odjęcie pewnych modułów funkcjonalnych mógł spełniać nowe zadania i być stosowany do różnych samolotów.

Według podobnych zasad co ILAAS został zbudowany przez Teledyne Systems Corp. układ IHAS (Integrated Helicopter Avionics System) przeznaczony do śmigłowców i samolotów VTOL. Układ ten ma służyć do: 1) lotu przy słabej lub zerowej widzialności; 2) lotu grupowego; 3) lotu przy ciszy radiowej z dużą prędkością i na małej wysokości. Zadania te spełniają oddzielne podukłady, które pracują niezależnie od siebie. Urządzenie kontrolne ogranicza do minimum czas obsługi naziemnej. Docelowy okres pracy układu wynosi 5000 godz. przy normalnej obsłudze i wymianie niektórych części. Układ IHAS jest przewidziany przede wszystkim do śmigłowca transportowego Sikorsky CH-53A, ale będzie również zastosowany do śmigłowca bojowego Lockheed AH-56A i do śmigłowca Boeing-Vertol CH-47 „Chinook” oraz w wersji zmodyfikowanej do śmigłowców Bell UH-1D i „Huey Cobra”.

W.K.

NA MARGINESIE TERMINOLOGII LOTNICZEJ

629.13:001.14

Jak nas poinformowano w Dziale Słownictwa Technicznego Wydawnictw Naukowo-Technicznych, Dział ten zetknął się przy redagowaniu technicznych słowników dwujęzycznych i słowników z definicjami z szeregiem trudności w zakresie polskiej terminologii lotniczej.

Dział Słownictwa Technicznego ma w swej kartotece terminologicznej wiele terminów obcojęzycznych bez odpowiadających im terminów polskich. Często zachodzi konieczność, pomimo współpracy ze specjalistami z różnych dziedzin techniki, podawania w słownikach objaśnień zastępczych w miejsce nie istniejących (lub nie znanych w danej chwili) terminów polskich. Niewątpliwie użytkownicy słowników WNT odczuwają dotkliwie te braki, podczas gdy wielu specjalistów z poszczególnych dziedzin techniki mogłoby podać znane im terminy, które jeszcze nie zostały rozpowszechnione, lub przedstawić własne propozycje nazywania po polsku nowych pojęć.

W związku z powyższym Dział Słownictwa Technicznego WNT zwrócił się do Redakcji „Techniki Lotniczej i Astronautycznej” z prośbą o przeprowadzenie na jej łamach ankiety

na temat podanych poniżej terminów angielskich z dziedziny lotnictwa i astronautyki, które nie mają dotychczas ustalonych odpowiedników polskich:

countdown — liczenie w dół przed startem rakiety,

umbilical (cord, mast) — dotyczy sprawdzania na wyrzutni urządzeń automatycznego sterowania rakiety, **heat-shield** — osłona ciepłochronna statku kosmicznego zabezpieczająca go (np. przez chłodzenie ablacyjne) przed nadmiernym nagrzaniem przy wchodzeniu w atmosferę (osłona cieplna — *propozycja redakcji*),

countour couch (= form fitting couch) — fotel astronauty ściśle dopasowany do jego ciała, zmniejszający skutki przeciążeń (fotel profilowany — *propozycja redakcji*),

docking — spotkanie na orbicie (wydaje się, że chodzi tu raczej o połączenie dwóch statków na orbicie — *uwaga redakcji*),

paraplane — skrzydło delta, składane, służące m. in. do celów ratunkowych,

ingestion — przypadkowe zassanie przedmiotu przez silnik turbinowy, **blast-fence** — ściana na lotnisku chroniąca przed strumieniem gazów wylotowych silników odrzutowych (deflektor lotniskowy — *propozycja redakcji*),

penguin — makieta samolotu zdolna do kołowania,

lifting body — nowa koncepcja aerodynamiki (określenie odnosi się m. in. do doświadczalnych pojazdów kosmicznych, np. Northrop HL-10, których siła nośna w atmosferze jest wytwarzana w sposób aerodynamiczny — *uwaga redakcji*).

Poza tym istnieją wątpliwości co do niedawno utworzonego terminu polskiego:

orbitowanie — swobodne poruszanie się astronauty na orbicie przy użyciu osobistego silnika raketowego oraz daje się odczuwać brak klasyfikacji w zakresie aerodynamiki bezskrzydłowych, jak poduszkiowiec, dyszolat, beżpłat, łożo latające, aeromobil, pojazdy „szynowe” na poduszce powietrznej itp.

Redakcja oczekuje na głosy Czytelników na temat przedstawionych problemów terminologicznych.

The „Sonda” 5 mission

The mission of the soviet space vehicle „Sonda” 5 is discussed. The targets of this mission were: flight around the Moon, measurements near the Moon and return on the Earth. The importance of the „Sonda” 5 mission is emphasized.

BORZYSZKOWSKI J.

629.13.004

THE TEST METHODS OF THE ASSESSMENT OF AIRCRAFT FATIGUE STRENGTH

The problem of aircraft fatigue strength is not solved entirely and the calculation methods of the assessment of structure life time are not accurate. It involves the need of carrying out the tests of complete aircraft. In this article the problem of selecting and preparing the structure for fatigue tests, the problem of the determination of aircraft load amplitude and frequency depending on aircraft type and exploitation mod and the problem of fatigue load reproduction are discussed. Some recomondations concerning the test methods are given and the short comparison between expected and achieved aircraft life times is presented.

DOSTATNI B.

388.9:656.7

The economical problems of the transport aviation and the forecasts of its development

The development of the transport aviation involves the development of the transport aviation economy. One of the most important problem is the elaboration of forecasts of future requirements for different types of transport aircraft. These forecasts are based upon foresight of future growth of passeneger and cargo transport and are elaborated separately for different airways or continents. Using mathematical methods many aviation institutions prepare the forecasts up to year 1990.

WANAT T.

629.138.5.004.58

Some problems of overhauling passenger aircraft

In this paper the methods of overhauling passenger aircraft are discussed. The X-ray and isotope methods of failure detection, the methods of checking rivet joints and the penetrant and luminescent methods of corrosion effect detection are described.

M. ŻEBROWSKI

351.55.533.6.013.8

Turbulence in the atmosphere

Turbulence in the atmospher results from discontinuity of direction and velocity of air motions i.e. from horizontal and vertical components of gusts. The horizontal component causes the variation of flow velocity about the wing, what results in the variation of the angle of attack, the vertical component varies the angle of attack directly. The intensity of the air turbulence is classified using the magnitude of body force per unit mass g . In the article the mechanism of arising the discontinuities in the atmospher is explained. In the tables the calculation results of accelerations caused by gusts of different velocities for the determined aircraft type are given. The methods of recognizing the conditions under which the turbulence arises are discussed.

KORDZIŃSKI W.

621.454.001

On the possibilities of simulating on test bed the gas-turbine engine operation in flight conditions

In this paper the possibilities of simulating on test bed the operation point position corresponding to arbitrary flight conditions in regard to one-spool turbojet, two-spool turbojet, by-pass or front-fan engines and turboprops (turbo-shafts) with or without free turbine are discussed. The problem of simulating on test bed transition operation conditions of gas-turbine engines in flight is presented also in short.

Co piszą inni...

Pomiar wysokich temperatur gazów metodą odwróconych linii spektralnych

jest dziś jedną z najczęściej stosowanych optycznych metod pomiaru. Metody optyczne w odróżnieniu od metod tradycyjnych nie wymagają wprowadzania obcego ciała (czujnika pomiarowego) do badanego ośrodka oraz umożliwiają zdalne prowadzenie pomiarów. W artykule, opartym na wynikach badań przeprowadzonych przez autora w Zakładzie Spalania Katedry Silników Spalinowych, Przemysłowych i Lotniczych Politechniki Warszawskiej, mgr inż. W. Butwiłowicz omawia zasadę pomiaru temperatury gazów metodą odwróconych linii spektralnych. Podane zostały podstawy teoretyczne metody oraz zakres jest stosowalności. „*Pomiary, Automatyka i Kontrola*”, nr 10 z 1968 r.

Niektóre problemy rozwoju elektronicznej techniki obliczeniowej do celów zarządzania w Polsce

Artykuł stanowi przegląd obecnego stanu ETO w Polsce. Upowszechnienie elektronicznej techniki obliczeniowej, wprowadzenie jej do przedsiębiorstw, branż i całych gałęzi gospodarczych stanowi konieczny warunek postępu ekonomicznego. Autor przedstawia historyczny rozwój elektronicznej techniki obliczeniowej w Polsce, od chwili jej wprowadzenia w 1959 r., omawia kierunki zastosowań, warunki realizacyjne i założenia ETO w latach 1971–75 oraz załadnienia kadrowe. „*Maszyny Matematyczne*”, nr 10 z 1968 r.

Technika obliczeniowa na XXXVII MTP

Artykuł omawia ekspozyty obliczeniowe wystawione w roku 1968 w Poznaniu i stanowi przegląd najnowszych komputerów oraz innych urządzeń, maszyn pomocniczych i materiałów, które pośrednio wiążą się z techniką obliczeniową, produkowanych za granicą i w kraju. Autor nie ogranicza się do krótkiej relacji, ale obszernie je omawia. „*Maszyny Matematyczne*”, nr 10 z 1968 r.

Klasyfikacja i terminologia w zakresie pojęć konstrukcyjnych

W artykule podano wytyczne do budowy układów klasyfikacyjnych, ustalania nazw, oznaczeń i określeń różnych pojęć z zakresu konstrukcji maszyn. Publikacja stanowi duży wkład w dzieło porządkowania obowiązującej w kraju terminologii. „*Przegląd Mechaniczny*”, nr 21 z 1968 r.

Przetwarzanie danych czy przetwarzanie informacji!

Jak w każdej nowej dziedzinie, w opracowywaniu informacji za pomocą maszyn spotyka się wieloraką interpretację pojęć „przetwarzanie danych” i „przetwarzanie informacji”, co powoduje trudności w projektowaniu systemów. Autor proponuje następujące definicje: „system informacji” oraz „system przetwarzania danych”, podkreśla przy tym znaczenie podjętego problemu, który obejmuje nie tylko sprawę czysto terminologiczną. W artykule omówiona została istota danych oraz znaczenie rozróżniania danych i informacji. Jest to artykuł dyskusyjny. „*Maszyny Matematyczne*”, nr 11 z 1968 r.

Określanie przedmiotowego zakresu ochrony

Istnieją trzy podstawowe systemy określania przedmiotowego zakresu ochrony: frankoński, germański i anglosaski. Mimo różnic w sposobie określania przedmiotowego zakresu ochrony w różnych państwach, sposoby te można zaliczyć do jednego z trzech zasadniczych. Pamiętać należy, że ochroną z patentu (wzoru użytkowego, modelu przemysłowego) objęte są te cechy wynalazku, które są bezspornie nowe. „*Wynalazczość i Racjonalizacja*”, nr 11 i 12 z 1968 r.

Rzecznicy patentowi

Zawód rzecznika patentowego w Polsce został utworzony po raz pierwszy ustawą z dn. 5.II.1924 r. o ochronie wynalazków, wzorów i znaków towarowych. Historię zawodu rzecznika patentowego w Polsce (których obecnie jest ok. 550) i sposób unormowania tego zagadnienia opisuje „*Wynalazczość i Racjonalizacja*” w nrze 11 z 1968 r. Przytoczone i omówione są ustawy regulujące sprawę rzecznictwa patentowego z 1949 r., z 1958 r. i z 1966 r. Ponadto omówione są przepisy wykonawcze do ustawy z 1966 r. oraz wytyczne KNiT w sprawie zasad organizacji i zakresu działania służb technicznych w tej dziedzinie.

Metale włókniste otwierają nową erę

Badania nad wytrzymałością materiałów i nad jej zwiększeniem rozpoczęto ok. 50 lat temu i wówczas uczeni krystalografowie przekonali się, że wytrzymałość np. pewnych substancji ceramicznych jest 12 razy większa od wytrzymałości najlepszej stali. Od tej chwili trwają poszukiwania jeszcze lepszych włókien, jak najsilniejszych, odpowiednio sztywnych, lekkich, odpornych na wysokie temperatury, no i tanich. W roku 1952 badając możliwość zastosowania boranu jako paliwa raketowego, stwierdzono, że jego włókna są mocniejsze i sztywniejsze od wielu innych materiałów. Dziś wytwarza się je z ok. 30 pierwiastków i ponad 50 różnych związków chemicznych. Dzięki metalom włóknistym za 5 lat ciężar samolotu będzie mniejszy o 1/3, a przy tym będą one sprawniejsze i wytrzymalsze. „*Wynalazczość i Racjonalizacja*”, nr 11 z 1968 r.

● W maju 1967 r. na szpaltach „Techniki Lotniczej” ukazał się artykuł inż. arch. Jana Dobrowolskiego pt. „Współczesny, międzynarodowy dworzec lotniczy w Warszawie”. O artykule tym, opracowanym przez jednego ze współzyciwców konkursu na projekt dworca lotniczego na Okęciu, przypominamy dziś, gdy — z 5-letnim opóźnieniem — Międzynarodowy Port i Dworzec Lotniczy w Warszawie oddaje się do użytku. Będzie on obsługiwać 1—1,5 mln pasażerów rocznie (obliczeniowo wprowadzono dla szczytu nasilenie ruchu rządu 1000 osób na godzinę). Inż. J. Dobrowolski opracuje dla „Techniki Lotniczej i Astronautycznej” artykuł na temat portu lotniczego ilustrowany fotografiami.

● W grudniu ub. r. na łamach „Skrzydlatej Polski” ukazały się dwa interesujące wywiady.

Pierwszy z wicedyrektorem Zarządu Ruchu Lotniczego i Lotnisk Komunikacyjnych W. Brylińskim, który: — za najpilniejsze zadanie uważa dostosowanie nowego międzynarodowego portu lotniczego na Okęciu do pełnej eksploatacji,

— informuje, że, na podstawie decyzji władz, stary dworzec lotniczy będzie nadal obsługiwał ruch krajowy, przy czym wygospodarowane pomieszczenie przejmie PLL „LOT” i zaplecze Zarządu Ruchu Lotniczego,

— zapewnia, że urządzenia lotniska Okęcie pozwalają samolotom podchodzić do lądowania wprost z trasy i bezpiecznie lądować przy minimalnej widoczności i podstawie chmur około 60 m,

— powiadamia, że lotniska w Krakowie i Poznaniu otrzymały radary obserwacji dookreślonej Decca, zaś Kraków próbnie eksploatuje radar precyzyjny PAR,

— zapowiada, że lotnisko w Poznaniu w br. zostanie wyposażone w instrumentalny system do lądowania ILS,

— informuje, że obecnie ruch lotniczy w Polsce dysponuje dostateczną kadrą licencjonowanych kontrolerów radarowych oraz specjalistów technicznych do obsługi urządzeń zabezpieczenia ruchu; fachowcy byli szkoleni za granicą, w Ośrodku Szkolenia w Rzeszowie oraz w Centrum Kontroli Ruchu Lotniczego na Okęciu.

Drugi wywiad przeprowadzono z mgrem inż. E. Pujszo, głównym inżynierem Aeroklubu PRL, który omawia sytuację w zakresie sprzętu lotnictwa sportowego. Informuje, że eksploatowane około 15 lat samoloty usługowe CSS-13 i „Junaki” 2 zostały zastąpione „Gawronami” i „Wilgami”. Niestety w tych ostatnich wykryto szereg usterek, które producent musiał usunąć. APRL zawarł z przemysłem umowę na dostawę 30 samolotów „Wilga” 35A, z tej ilości jednak władze poleciły zasilac eksport.

Krytyczna sytuacja panuje w zakresie samolotów szkolnotreningowych. Jeszcze w 1967 r. APRL przygotował i przedstawił Zjednoczeniu Przemysłu Lotniczego założenia dla samolotu szkolno-treningowo-akrobacyjnego w oparciu o silnik importowany z Czechosłowacji, co pozostało bez echa. Obecnie Aeroklub PRL stara

się o dewizy na zakup 20 samolotów „Zlin” 526 lub „Jak” 18PN.

Planuje się ponadto import 30 samolotów w 1970 r. oraz zamówienie w kraju 150 samolotów szkolnotreningowych w latach 1972—1975.

Akrobacja lotnicza, z powodu braku sprzętu, praktycznie została zawieszona w aeroklubach w 1968 r.

● W przededniu Walnego Zgromadzenia Sprawozdawczo-Wyborczego 470 członków Klubu Seniorów Lotnictwa wybrało delegatów w stosunku 1:5. Z Warszawy i jej rejonu wybrano 51 przedstawicieli, 8 aktywistów przyjechało z Białegostoku, Lublina, Łodzi, Mielca, Radomia, Tomaszowa i Włocławka. Około 40 seniorów reprezentowało Kraków, Poznań, Bydgoszcz, Gdańsk, Katowice, Wrocław i inne miasta.

Zjazd odbył się we Wrocławiu 14 i 15 grudnia ub. r. Obrady toczyły się w ratuszu zgromadziły około 120 osób. W obradach wzięli udział generałowie Raczkowski i Paszkowski, dyrektor Centralnego Zarządu Lotnictwa Cywilnego, prezes APRL, przewodniczący Miejskiej Rady Narodowej Wrocławia i in. Obrady prowadził przewodniczący wrocławskiego Klubu Seniorów Lotnictwa. Dużą dyskusję wywołał projekt nowego regulaminu KSL oraz propozycja odmłodzenia stowarzyszenia. Wybrana została Rada Seniorów z przewodniczącym płk. Medardem Koniecznym. W drugim spotkaniu odbyło się tradycyjne pożegnanie starego i przywitanie nowego roku, połączone z wieczernią koleżeńską. Gospodarze gościnnie i na medal zorganizowali spotkanie Seniorów Lotnictwa. Ciekawe fragmenty Zjazdu Telewizja Wrocławska nadała na antenie krajowej.

● Aeroklub Gdański obchodzi w br. 40-lecie swego istnienia. Z tej okazji zarząd tego zasłużonego ośrodka opracował bogaty program imprez jubileuszowych. M.in. aeroklub zorganizuje XII Złot do Morza i Zawody Spadochronowe o Puchar Zatoki Gdańskiej.

● Centrum Szybowcowe APRL w Lesznie Wlkp. obchodzi jubileusz 10-lecia. Podajemy tu kilka przyczynków do zasług i sławy tego ośrodka: zorganizowano siedem razy mistrzostwa Polski, dwa razy zawody szybowcowe krajów socjalistycznych i dwukrotnie mistrzostwa świata. W ciągu wylatanych tu (poza mistrzostwami) 44,5 tys. godzin ustanowiono: 41 rekordów krajowych, 20 międzynarodowych, 156 warunków dementowych.

● Minister Zdrowia i Opieki Społecznej na stanowisko dyrektora Centralnego Zespołu Lotnictwa Sanitarnego w Warszawie powołał mgr inż. Zdzisława Olszańskiego, zajmującego od dłuższego czasu stanowisko zastępcy dyrektora CZLS.

● Instytut Obróbki Skrawaniem, Sekcja Obrabiarek i Narzędzi Oddziału Krakowskiego SIMP oraz Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego w Rzeszowie zorganizowały w październiku międzynarodowe kolokwium na temat „Erozyjne metody obróbki metali”. W sympozjum tym wzięło udział 78 specjalistów z zakresu obróbki elektroerozyjnej z zakładów przemysłowych, instytutów i wyższych uczelni

naszego kraju oraz 13 gości zagranicznych z ZSRR, Bułgarii, Węgier, NRD i CSRS.

● Na jesiennych Międzynarodowych Targach w Płowid w Bułgarii przyznano złoty medal dla WSK Rzeszów za elektroiskrową obrabiarkę typu EDC.16. Jest ona przeznaczona do obróbki części ze spiekanych węglików.

● Należy już do tradycji, że w Dniu Podchorążych, 29 listopada, podchorążowie ze „Szkoły Orłąt” w Dęblinie pełnią wartę u stóp pomnika Lotnika w Warszawie, a w Warce składają kwiaty na grobie por. Piotra Wysockiego, który na czele podchorążych wznicił Powstanie Listopadowe.

● W ub. r. odbyła się na Okęciu uroczystość przekazania przez personel inżyniersko-techniczny PLL „LOT” samolotu AN-24 po przeglądzie technicznym po 3000 godzin lotu. Praca ta została wykonana w PLL „Lot” po raz pierwszy, dotychczas bowiem AN-24 wysyłane były do producenta. Przyniosła ona poważne oszczędności dewizowe, odpada konieczność wykonania przelotów technicznych i wysyłania ekip za granicę. Cenny efekt przeprowadzonych prac to dalsza specjalizacja zawodowa wysoko kwalifikowanej kadry technicznej PLL „Lot”. Na pierwszy przegląd zużyto ok. 7000 godzin. Takich przeglądów technicznych przeprowadzać się będzie 5—6 rocznie.

● W wyniku starań społeczeństwa bydgoskiego przywrócona będzie regularna komunikacja lotnicza między Bydgoszczą a Warszawą.

● W Warszawie obradowała polsko-węgierska komisja nad perspektywami rozwoju turystyki. Między innymi omówiono projekt otwarcia linii lotniczej Kraków—Budapeszt, a w przyszłości połączenia Gdańsk—Budapeszt.

● Lądowisko dla samolotów sanitarnych w czynnie zjazdowym otrzymał Nowy Sącz. Koszt inwestycji wyniósł 400 000 złotych, z czego 300 000 złotych to środki społeczne.

● Na jeziorze koło Iławy odbyły się próby prototypu polskiego poduszkwowca konstrukcji zespołu pracowników Instytutu Okrętowego Politechniki Gdańskiej, pracujących pod kierownictwem prof. dra Lecha Kobylińskiego. Poduszkwowiec o ciężarze 1,5 tony napędzany jest czterema silnikami z samochodu „Zastawa”. Udźwignięcie wynosi ok. 200 kg.

● Przy Muzeum Lotnictwa w Krakowie powstała Centralna Biblioteka Lotnictwa. Zgromadzono w niej dotychczas ponad 8000 tomów. Apelujemy o zasilanie biblioteki dalszymi eksponatami.

● Może jeszcze w tym roku realizowana będzie inicjatywa komitetu „Interkosmos” działającego przy Radzieckiej Akademii Nauk, który zaproponował „kosmiczną ośemce” krajów socjalistycznych (w skład niej wchodzi: Bułgaria, CSRS, Mongolia, NRD, Polska, Rumunia, Węgry i ZSRR) współpracę w dziedzinie badań kosmicznych. Polska aparatura do radzieckiego pojazdu budowana jest w Instytucie Astronomicznym Uniwersytetu Wrocławskiego i w Instytucie Badań Jądrowych oraz w Katedrze Radioastronomii UMK w Toruniu.

1. Ostatnie w 1968 r. zebranie Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP w Warszawie odbyło się z udziałem przedstawicieli Sekcji Głównej Komunikacji Lotniczej SITK, kolegów: E. Kołodzińskiego (przewodniczącego Zarządu Sekcji), Z. Mikołajczyka (sekretarza), K. Szumielewicza (członka Kolegium Redakcyjnego TLiA) oraz R. Grzywacza (stałego reprezentanta SL SITK przy Zarządzie SL SIMP). W zebraniu tym wzięli też udział przewodniczący oddziałów Sekcji Lotniczej SIMP: z Warszawy (kol. S. Sulikowski) z Bydgoszczy (kol. J. Łobocki), z Poznania (kol. M. Maciejewski) i ze Świdnika (kol. S. Trębacz) oraz przewodniczący i wiceprzewodniczący koła SIMP przy LZR.4 w Warszawie (koledzy: L. Pinkosz i A. Pacześniak).

Na posiedzeniu omówiono zasady współpracy między obydwiema sekcjami. Uczestnicy zebrania stwierdzili, że współpraca między obu zarządami układa się pozytywnie. Przejawia się to m.in. przez: ● wspólne zorganizowanie Konferencji Poznańskiej

● obecność przedstawicieli obu Sekcji na zebraniach Zarządów SIMP i SITK ● uzupełnienie Kolegium Redakcyjnego „Techniki Lotniczej i Astronautycznej” nowymi redaktorami, członkami SITK ● publikacje na łamach TLiA artykułów z dziedziny zainteresowania kolegów z SITK

● obecnie zaś przez przystąpienie do wspólnej organizacji konferencji poświęconej lotnictwu rolniczemu i gospodarstwu.

Na zebraniu postanowiono:

● zorganizować wspólnie konferencję naukowo-techniczną poświęconą lotnictwu rolniczemu i gospodarstwu

● raz na kwartał odbywać wspólne zebrania Zarządów Sekcji Lotniczej SIMP i Sekcji Głównej Komunikacji Lotniczej SITK

● nawiązać kontakty w sprawie wspólnych akcji odczytowych lub wymiany referatów

● podjąć starania o nawiązanie współpracy między sekcjami lotniczymi przy trenowych oddziałach obydwu stowarzyszeń.

2. Na zebraniu plenarnym Zarządu Głównego SIMP w Kielcach w ub. r. wiceprzewodniczący Zarządu, prof. T. Pelczyński, wygłosił referat na temat zadań i kierunków działalności sekcji naukowo-technicznych SIMP, w którym przypomniał jedną z uchwał podjętych na Walnym Zjeździe Delegatów SIMP w 1967 r.

Brzmi ona: „Uznając, że podstawową strukturą organizacyjną Stowarzyszenia jest układ: koło — oddział — zarząd główny, przyjęto zasadę uzgadniania wszelkich spraw z zarządem odpowiedniego szczebla. Sekcje naukowo-techniczne stowarzyszenia powołane do organizowania specjalistycznej technicznej pracy członków działają w ramach podstawowej struktury organizacyjnej stowarzyszenia. Ich działalność w związku z tym powinna być koordynowana przez szczebel organizacyjny stowarzyszenia odpowiedzialny dla rejonu działania koła lub oddziału”.

3. Prezydium Zarządu Głównego SIMP zatwierdziło założenia organizacyjne konferencji na temat lotnictwa rolniczego i gospodarczego.

Celem konferencji jest rozpatrzenie przydatności lotniczych usług lotniczo-letnych i gospodarczych, ocena sposobów ich poszerzenia oraz przedstawienie istniejących i przewidywanych trudności w tym zakresie.

Według przyjętych założeń w konferencji weźmie udział około 200 osób, przy czym koszt karty uczestnictwa ustalono na 300 złotych. Konferencja będzie jednodniowa i odbędzie się w IV kwartale 1969 roku. Organizacją konferencji zajmuje się komisja, w skład której weszli koledzy: z Sekcji Lotniczej SIMP (Borodzik i Winecki) oraz z Sekcji Głównej Komunikacji Lotniczej SITK (Liwotow, Bucki i Grzywacz).

4. Zarząd Oddziału Sekcji Lotniczej SIMP w Bydgoszczy zorganizował w Słupsku naradę techniczną ruchu racjonalizatorskiego oraz wystawę prac racjonalizatorskich. Pierwszy dzień imprezy przeznaczony był na naradę techniczną oraz zwiedzanie wystawy. W tym dniu wygłoszono trzy referaty omawiające znaczenie ruchu racjonalizatorskiego w jednostkach wojskowych, w rozwoju techniki obronnej oraz w ujęciu statystycznym. Referaty wygłoszili: płk A. Rybicki oraz przedstawiciele koła SIMP przy JW kol. kol. E. Sikorski i D. Kowalewski. Po zwiedzeniu wystawy przeprowadzono dyskusję, po czym nastąpiła uroczystość wręczenia nagród dla przodujących racjonalizatorów.

Drugi dzień spotkania poświęcono na omówienie przepisów wynalazczości, wystąpienia sekretarza OKWiR oraz wytypowanie projektów na Centralną Wystawę Wojska Polskiego.

Zorganizowanie tej imprezy w Słupsku świadczy o poważnej działalności stowa-

rzyszeniowej kolegów z Sekcji Lotniczej przy OW SIMP w Bydgoszczy oraz kół SIMP jednostek podlegających JW.

● obszernych ramach przedsięwzięcia mówią liczby: przedstawiono 123 zastosowane projekty racjonalizatorskie, zdemontowano 62 eksponaty w postaci projektów, makiet i schematów szkoleniowych, pokazano ten dorobek 600 osobom przybyłym na wystawę.

5. Zarząd Sekcji Lotniczej zwraca się z apelem do oddziałów w Warszawie, Poznaniu, Rzeszowie, Lublinie (w Świdniku) w sprawie podjęcia organizacji następujących imprez społecznych:

● Sympozjum Historycznego, poświęconego 50-leciu polskiego lotnictwa wojskowego, jego rozwojowi i tradycjom,

● Regionalnego Zjazdu Absolwentów Wyższych Uczelni Technicznych.

Spotkania takie zorganizował w ub. r. Oddział Sekcji Lotniczej SIMP w Bydgoszczy, przy czym imprezy te były bardzo udane i cieszyły się dużą popularnością.

Obszerna wzmianka o Zjeździe zamieszczona została w numerze 7/68 (na str. 8) naszego czasopisma, zaś notatka o Sympozjum Historycznym ukazała się w numerze 11/68. Wszelkich bliższych informacji może udzielić przewodniczący Oddziału Sekcji Lotniczej, ppłk mgr inż. J. Łobocki, Bydgoszcz, ul. Marchlewskiego 5.

6. Redakcja „Techniki Lotniczej i Astronautycznej” pragnie wprowadzić na swe łamy historię rozwoju polskiej techniki lotniczej i ukazać jej twórców. W związku z tym Kolegium Redakcyjne TLiA zwraca się do seniorów i historyków lotnictwa z prośbą i apelem o nadsyłanie notatek lub opracowanych materiałów zawierających informacje na ten temat oraz o podanie nazwisk i adresów osób, które mogą przekazać do wykorzystania potrzebne redakcji wiadomości.

7. Zarząd Sekcji Lotniczej SIMP otrzymał wykaz narad i sympozjów organizowanych przez Kammer der Technik NRD w 1969 r. Wśród 21 sygnalizowanych posiedzeń w sprawach naukowo-technicznych odnotujemy trzy interesujące lotników, a mianowicie:

● wprowadzenie tytanu do obróbki powierzchniowej — Suhl, kwiecień,

● Zastosowanie techniki obliczeniowej oraz badań operacji technologicznej w lotnictwie — Berlin Schönefeld, 15—16 października,

● ekonomiczne zastosowanie techniki klejenia metali oraz żywicy lanej — Berlin, 16—17 października.

WIADOMOŚCI Z TERENU

23 października 1968 r. odbyło się plenarne posiedzenie Zarządu Głównego SIMP w Ośrodku Postępu Technicznego w Katowicach. Dyrektor Ośrodka kol. inż. Prindy zaznajomił zebranych z działalnością tej placówki. Ośrodek w swej strukturze organizacyjnej ma następujące zakłady:

● zakład aktualizacji wiedzy ● zakład upowszechniania nowej techniki i informacji ● zakład ekspozycji ● zakład filmowy.

Ośrodek podlega Komitetowi Nauki i Techniki, w zakresie szkolenia istnieje współpraca między organizacjami notowskimi, resortami i ośrodkiem. Przewodzone tu szkolenie specjalistyczne obejmuje procesy technologiczne z zakresu produkcji przemysłu elektromaszynowego. Odbywają się również kursy dla kandydatów na rzeczników patentowych. W ciągu roku przeszkolono łącznie 2000 osób. Powołana Rada Naukowa Ośrodka jest ciałem opiniodawczym. Przeprowadza się badania w zakresie efektów szkoleniowych oraz prognoz rozwoju postępu technicznego. Kursanci posługują się materiałami przygotowanymi przez Wydział Wydawniczy Ośrodka. Wybrane tematy zostają opracowane na zlecenie Ośrodka przez autorów, a następnie po ich wydrukowaniu organizuje się spotkania autorów z odbiorcami.

Począwszy od 1968 r. co rok Ośrodek organizuje wystawę katalogów różnych firm i przedsiębiorstw. Wybrane najważniejsze dziedziny uszeregowano w dziesięciu grupach, a informacja zawarta w prospektach i katalogach daje do-
różną możliwość poznania działalności wytwórczej przedsiębiorstw krajowych i zagranicznych.

Ważnym punktem porządku dziennego obrad plenum ZG SIMP była informacja na temat przebiegu dyskusji nad tezami V Zjazdu Partii. Podawali ją w krótkich referatach przewodniczący oddziałów i sekcji SIMP.

Z informacji Oddziału Lubelskiego referowanej przez korespondenta „Techniki Lotniczej i Astronautycznej” ze Świdnika wynika, że okres przedjazdowy został pracowicie wykorzystany przez koła SIMP w kluczowych zakładach przemysłu maszynowego województwa. Działalność nie ograniczała się jedynie do prac techniczno-ekonomicznych, koledzy sympowcy uczestniczyli w pracach komitetów zakładowych PZPR w zakresie prowadzenia szerokiej informacji i propagandy nad tematyką też zjazdową.

I tak w zakładach:

KFWM w Kraśniku, Zakładach Elektromaszynowych „Eda” w Poniatowej, w Fabryce Maszyn Rolniczych, w Fabryce Samochodów Ciężarowych w Lublinie, w WSK w Świdniku i innych odbyły się narady robocze z racjonalizatorami i działaczami partyjno-technicznymi, w których uczestniczyło ponad 1200 osób. Dyskusje doprowadziły do sprecyzowania około 350 wniosków i zaleceń z zakresu usprawnienia form i metod pracy, modernizacji wyrobów, wdrażania nowych procesów technologicznych oraz rozwoju produkcji eksportowej. Podjęty czyn i zobowiązania dotyczą: przyspieszenia uruchomienia nowych wyrobów, modernizacji i unifikacji, obniżki kosztów produkcyjnych, zwiększenia atrakcyjności wyrobów eksportowych, usprawnienia i przyspieszenia cyklu procesu inwestycyjnego, poprawy wskaźników uzysku materiałowego, wreszcie poprawy stanu p. poz. i bhp w zakładach.

W odniesieniu do aktualnych ważniejszych zagadnień WSK w Świdniku nie można pominąć szeregu opracowań oraz zamierzeń organizacyjnych, które na tle ogólnych wytycznych też nawiązują do poprawy wewnętrznej sytuacji zakładu. Analizowano między innymi czynniki mające wpływ na poprawę jakości i nowoczesności wyrobów. Na wielu naradach zastanawiano się nad odpowiednim włączeniem tych czynników do procesu produkcyjnego, aby uzyskać w wyniku wyroby bezbrakowe. Efektem było opracowanie szczegółowego programu działań, rozpisanie ogólnowydziałowego konkursu dobrej roboty, opublikowanie w formie artykułów i odczytów ciekawych i dających szereg cennych wskazówek referatów o nowoczesnych metodach pracy kontroli technicznej, jak bezdefektowa metoda oparta na systemie sarakowskim oraz znana metoda amerykańska pod nazwą „zero-defekt”.

O aktywności środowiska lubelskiego świadczy zorganizowanie ostatnio w Domu Technika w Lublinie Wystawy Młodych Mistrzów Techniki, której zadaniem jest m.in. popularyzowanie osiągnięć oraz zwiększanie zainteresowania techniką młodych robotników. Na wystawie największe zainteresowanie budziły następujące projekty racjonalizatorskie: przyrząd do cięcia elementów grzejnych łopat nośnych wirnika śmigłowca, mikroskop przystosowany do pomiaru graniastości wałeczków mierzniczych, aparat do pomiaru magnetyzmu cząstkowego w częściach stalowych śmigłowców i pryzma magnetyczna do mocowania czujników w pozycji pionowej na szlifierkach.

Korespondent TLiA
Adam Hadrawa