



**technika  
lotnicza  
i astronautyczna**

**3**  
1970

1. 10 grudnia 1969 r. odbyło się pierwsze posiedzenie nowej kadencji Rady Programowej naszego miesięcznika. W posiedzeniu wzięło udział Kolegium Redakcyjne czasopisma. Obrady prowadził członek Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP kol. M. Sikorski. Kol. S. Sulikowski (naczelnik redaktor TLiA) omówił aktualne sprawy redakcji, profilu pisma oraz wydawnicze i finansowe TLiA, następnie nakreślił plan tematyczny na 1970 r.

W dyskusji wzięli udział członkowie Rady Programowej przekazując wiele cennych sugestii i postulatów, zmierzających do zwiększenia pożyteczności i użyteczności czasopisma. Redakcja TLiA będzie się starać streścić przebieg dyskusji na swych łamach.

Zebrani ustalili termin następnego posiedzenia Rady Programowej na dzień 20 maja br.

2. Zarząd Sekcji Lotniczej otrzymał specjalne podziękowanie od Sekretarza Generalnego SIMP, inż. R. Gdulewskiego, za rozpracowanie wniosków z XXI Walnego Zjazdu Delegatów SIMP.

3. Zarządy Sekcji Lotniczych SIMP i SITK podjęły decyzję, że w maju br. odbędzie się w Warszawie — wspólnie zorganizowana — narada w sprawie kadr i szkolenia pracowników dla lotnictwa. Komitetowi Organizacyjnemu przewodniczą: kol. J. Borzyszkowski (z ramienia SL SIMP) i kol. K. Szumielewicz (ze strony SL SITK). Cenną pomoc okazuje Komitetowi — inicjator narady — kol. St. Orczykowski z Mielca.

4. Na wspólnym zebraniu zarządów Sekcji Lotniczych SIMP i SITK omówiono sprawy związane z Konferencją na temat lotnictwa rolniczo-gospodarczego, która odbyła się w Poznaniu w dn. 14 i 15 listopada ub r. Plusy Konferencji:

- propaganda lotnictwa rolniczo-gospodarczego,
- przyjęto za pewnik, że lotnictwo w rolnictwie jest koniecznością, chodzi jedynie o polepszenie istniejącej sytuacji w zakresie sprzętu i ochrony roślin,
- przedstawiciele rolnictwa i instytucji chroniących rolnictwo domagali się rozszerzenia metod agrolotniczych,
- nieliczny Komitet Organizacyjny — z inż. Borodzikiem na czele — zdołał uporać się z ogromem

trudności w zakresie przygotowania Konferencji.

Minusy organizacyjne:

- niefortunny ustalony termin Konferencji (sprawy II Plenum, plany zakładowe, konferencja rolnicza krajów RWPG),
- szczupły i nierównomiernie obciążony Komitet Organizacyjny (tyczy się to zarówno współpracujących Sekcji Lotniczych, jak również poszczególnych osób w Komitecie),
- niedostateczne wciągnięcie do prac Komitetu lokalnych Oddziałów Sekcji Lotniczych,
- niedociągnięcia w zakresie zaproszeń (nieliczne, późne zaproszenia osobiste, nie nawiązanie kontaktów z prasą),
- niedociągnięcia redakcyjno-wydawnicze (brak korekty autorskiej i drukarskiej, opóźnienie II części referatowej).

Jest rzeczą pewną, że doświadczenia uzyskane przy organizacji Konferencji poznańskiej pozwolą uniknąć popełnienia podobnych błędów w pracach przygotowawczych do konferencji mieleckiej i do następnych narad i konferencji.

5. W celu zacieśnienia współpracy pomiędzy Sekcjami Lotniczymi SIMP i SITK ustalono, że:

- co kwartał odbywać się będzie wspólne posiedzenie — raz z inicjatywą SIMP, a następnym razem — na zaproszenie SITK,
- co pół roku będą organizowane zebrania obydwóch Sekcji poświęcone wyłącznie omówieniu wzajemnej współpracy.

6. Członek Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP inż. Feliks Borodzik, aktywny pilot sportowy, długoletni działacz we władzach Aeroklubu Warszawskiego (obecnie sekretarz Zarządu AW) i członek Komisji samolotowej APRL otrzymał odznakę Zasłużonego Działacza Lotnictwa Sportowego. Zarząd Sekcji serdecznie gratuluje Koledze z powodu otrzymania zasłużonego wyróżnienia.

7. Z pomocą redakcji „Techniki Lotniczej i Astronautycznej” — Klub Seniorów Lotnictwa zorganizował w grudniu ub.r. w Klubie Prasy i Informacji Technicznej NOT w Warszawie odczyt dra inż. Marksa pt. „Ludzie na Księżycu”. Frekwencja była tak duża, że wielu chętnych nie mogło już znaleźć miejsca na sali.

O wymaganiach, jakim muszą sprostać silniki statku „Apollo”-LM pisze dr inż. A. Marks. W artykule przytoczone są podstawowe dane tych silników oraz dane na temat układu zbiornikowego oraz przedstawione niektóre problemy związane z ich budową i zasilaniem materiałem pędym.

W artykule „Rozwój motoszybowców i samolotów ślabosilnikowych” mgr inż. A. Glass podaje definicje samolotów ślabosilnikowych i motoszybowców wg dawnych i nowych przepisów FAI, przedstawia historię rozwoju samolotów ślabosilnikowych i motoszybowców na świecie i w Polsce oraz stan obecny tej dziedziny lotnictwa w krajach Europy Zachodniej, podkreślając jej szybki, ekonomicznie uzasadniony, rozwój i pomyślne perspektywy na przyszłość oraz wskazując na celowość budowy w Polsce dwumiejscowego motoszybowca szkolnego i przyspieszenia rozwoju amatorskich konstrukcji ślabosilnikowych, m.in. przez zwiększenie ruchu amatorskiego w aeroklubach.

Następnie mgr inż. J. Borowski podaje przegląd silników o najmniejszych mocach stosowanych do napędu motoszybowców i samolotów ślabosilnikowych. Są to w większości przeróbki silników od samochodu Volkswagen, nie brak również konstrukcji budowanych specjalnie do celów lotniczych. Zdaniem Autora również w Polsce możliwe jest przystosowanie, małym nakładem kosztów, silnika do potrzeb motoszybowców i konstrukcji amatorskich — silnika od samochodu „Syrena” i „Trabant” — oraz zbudowanie silnika o mocy ok. 50 KM (do motoszybowca dwuosobowego) opartego na elementach silnika samochodu „Trabant”.

Jedyn produkowany obecnie do motoszybowców silnik Wankla, Fichtel/Sachs KM 48 rozwinięty z silnika przemysłowego opisuje mgr inż. J. Fałęcki. Omawia też możliwość przystosowania do potrzeb lotniczych dwóch innych silników tej firmy, KM914 i KM30, oraz silnika motorówkowego NSU KKM 150.

Następną pozycją jest dokończenie artykułu mgra inż. T. Królikiewicza „Samoloty i śmigłowce na 28 salonie lotniczym w Paryżu”.

Ponadto zamieszczone będzie dokończenie artykułu dra M. Zylicza „Opłacalność przewozów lotniczych dalekiego zasięgu”.

## TRYBUNA LOTNIKÓW

zaprasza wszystkich pracowników lotnictwa do wzięcia udziału w dyskusji przedkongresowej na temat problemów polskiego lotnictwa.

Apel do inżynierów i techników lotnictwa opracowany przez Sekcję Lotniczą Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich oraz Sekcję Główną Komunikacji Lotniczej Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Komunikacji publikujemy na stronie 39 i 40.

Redakcja

Prenumeratę

## TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ

oraz

sprzedaż zeszytów pojedynczych, bieżących i archiwalnych prowadzi

## ZAKŁAD KOLPORTAŻU WCT NOT

Warszawa, ul. Mazowiecka 12, konto PKO nr 1-9-121 697, tel. 26-80-16.  
Cena prenumeraty: roczna — 144 zł, półroczna — 72 zł, kwartalna — 36

Członkowie stowarzyszeń naukowo-technicznych NOT, nauczyciele i studenci korzystają z prenumeraty ulgowej

# technika lotnicza i astronautyczna

MIESIĘCZNIK  
SEKCJI LOTNICZEJ  
STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW  
MECHANIKÓW POLSKICH

XXV

MARZEC 1970

Zeszyt 3

Adres Redakcji: Warszawa, ul. Czackiego 3/5,  
tel. 27-01-75

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

## SPIS TREŚCI

	Str.
<b>W. Kordziński:</b> Wkład mniejszych narodów w rozwój astronautyki	1
<b>S. Dubiel:</b> Pewne dynamiczne przypadki obciążeń samolotów pod- i naddźwiękowych	3
<b>M. Sikorski, H. Tomaszek:</b> Niektóre zagadnienia trwałości lotniczych obiektów technicznych	8
<b>L. Kruś, S. Szczeciński:</b> Kilka uwag na temat automatycznej regulacji i sterowania dwuwałowych silników odrzutowych	11
<b>J. Zwierzyński:</b> Automatyzacja procesu obsługi w transporcie lotniczym (dok.)	14
<b>T. Królikiewicz:</b> Samoloty i śmigłowce na 28 salonie lotniczym w Paryżu	20
<b>M. Żylicz:</b> Opłacalność przewozów lotniczych dalekiego zasięgu	23
<b>W. Kordziński:</b> Fotografie z drugiego pobytu ludzi na Księżycu	26
<b>S. Skonieczny:</b> Transport naziemny w lotnictwie komunikacyjnym	30
Czechosłowacki samolot szkolno-treningowy Aero L-39 — <b>W. K.</b>	32
NOWOŚCI TECHNICZNE	34
Gustaw Andrzej Mokrzycki (odc. 4)	38
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI GŁÓWNEJ KOMUNIKACJI LOTNICZEJ SITK	41 37
Narada Naukowo-Techniczna na temat zaopatrzenia budownictwa lotniskowego w kruszywo kamienne — <b>E. Kotodziński</b>	38
VI Kongres Techników Polskich Trybuna Lotników — Apel do inżynierów i techników lotnictwa	39
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZEJ SIMP II okł. LOTNICZE PRZEDSIĘBIORSTWA ŚWIATA	
Pan American World Airways	IV okł.
KRONIKA	III skrz.



WYDAWNICTWA  
CZASOPISM  
TECHNICZNYCH NOT  
Warszawa  
Czackiego 3/5

**Redaktor naczelny:**  
mgr inż. *Stefan Sulikowski*

**Sekretarz redakcji:**  
*M. Klara Szurmak*

**Redaktorzy działów:**  
dr *B. Dostatni*, mgr inż. *A. Gołędziński*, mgr inż. *A. Hadrawa*, mgr inż. *W. Kordziński*, mgr inż. *S. Lasota*, inż. *K. Szumielewicz*, mgr inż. *W. Zaremba*

### Rada Programowa:

Prof. dr inż. *W. Fiszdor*; dr inż. *H. Grzegorzczak*, mgr inż. *E. Kotodziński*, mgr *M. Kowleski*, red. *Jerzy R. Konieczny*, mgr inż. *J. Kucharski*, mgr inż. *A. Lewkowicz*, prof. mgr inż. *H. Muster*, mgr inż. *W. Nowakowski*, mgr inż. *W. Pietrzak*, gen. dyw. pil. *J. Raczkowski*, mgr inż. *M. Sikorski*, mgr inż. *S. Sulikowski*, prof. dr *I. Tarski*, mgr inż. *W. Wilanowski*.

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

Wrocławska Drukarnia Dzielowa. Zam. 62/C — C-2  
Nakład 1600 egz. Papier druk. sat. kl. IV, 70 g, 60 × 86.

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

INDEKS 38006

**Вклад небольших государств в развитие астронавтики**

В статье дается пример достижений австрийских ученых и изобретателей в области астронавтики и ракетной техники. Показано как могут принимать в этих разработках малые страны с ограниченными материальными средствами и развивать наиболее прогрессивные области техники также как астронавтика и авиация. Малые финансовые средства часто приводят к совершенно новым техническим решениям. В статье используются материалы присланные австрийским посольством.

DUBIEL S.

533.6.013.8:629.7.072.4

**Некоторые случаи динамических нагрузок дозвуковых и сверхзвуковых самолетов**

Во время полета при переменной плотности воздуха имеют место осцилляционные динамические нагрузки, вызванные например порывами ветра либо грубым управлением, которые затухают очень медленно либо даже иногда нарастают, в противоположность до полетов при постоянной плотности воздуха когда осцилляционные динамические нагрузки быстро затухают. В статье проводится анализ динамических нагрузок самолета для двух случаев полета, при переменной плотности воздуха: прямолинейный полет по наклонной траектории и вывод самолета с этой траектории. В анализе были получены непосредственные связи между условиями полета и нагрузками.

KRUS L, SZCZECIŃSKI S.

621.454—5

**Несколько замечаний на тему автоматической регуляции и управления двухвальными реактивными двигателями**

В статье рассматриваются процессы происходящие в турбореактивном двигателе являющимся объектом автоматической регуляции, а также влияние внешних помех и управления на параметры двигателя. Рассматриваются свойства регуляции и управления двухвальными двигателями одно и двухконтурных.

KRÓLIKIEWICZ T.

629.734/735(063)

**Самолеты и вертолеты на 28 парижской авиационной выставке**

28 парижская авиационная выставка послужила автору в качестве основания для представления важнейших направлений развития сверхзвуковых самолетов служебных, транспортных, многоцелевых, учебных, учебно-тренировочных, учебно-боевых, боевых и вертолетов.

ŻYLICZ M.

388.9:656.7.003.1

**Рентабельность авиационного транспорта дальнего следования**

Общее экономическое положение мирового авиационного транспорта несмотря на временные колебания проявляет тенденцию роста благодаря тому что уменьшается критический показатель использования коммерческого веса самолетов. Экономический эффект зависит от величины предприятия и географического района эксплуатации самолетов. Экономический эффект зависит от величины предприятия и географического района эксплуатации самолетов. Эксплуатационный район P.L. „Lot” характеризуется максимальным критическим показателем, это означает, что в данном районе очень трудно получить рентабельность авиационного транспорта. В статье проводится анализ удельных расходов, которые непосредственно влияют на эксплуатационные расходы при зарубежных перевозках польских авиационных линий, проводится сравнение этих расходов со средними расходами в других авиационных предприятиях. Рассматривается один из проектов авиалиний большой дальности — арктической авиалинии и предусматриваемая ее рентабельность.

KORDZIŃSKI W.

629.78(100)

**On the contribution of little nations in the development of the astronautics.**

In this paper the example of the achievements of the austrian scientists and inventors in the field of the astronautics and rocketry have been used for demonstrating the possibilities of the participation of little countries in the development of the most advanced technology fields, i.e. astronautics and aeronautics; the limited funds are often the factor that stimulates the new technical conceptions. In the paper part concerning the austrian achievements in the astronautics the informations afforded by the Austrian Embassy have been used.

DUBIEL S.

533.6.013.8:629.7.072.4

**Some kinds of the dynamic loads of the sub- and supersonic aircraft**

During the flight at varying air density the aircraft oscillations caused by gusts or rough steering are damped slowly and increase even at times, despite of the aircraft oscillations during the flight at constant air density. In this article the dynamic aircraft loads for two cases of the flight at varying air density have been analysed and the formulae for loads as the functions of flight conditions have been presented.



# technika lotnicza i astronautyczna

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

Mgr inż. WALERIAN KORDZIŃSKI

629.78(100)

## WKŁAD MNIEJSZYCH NARODÓW W ROZWÓJ ASTRONAUTYKI

*W artykule posłużono się przykładem osiągnięć uczonych i wynalazców austriackich w dziedzinie astronautyki i techniki raketowej do wykazania możliwości uczestniczenia przez mniejsze kraje, o ograniczonych środkach materialnych, w rozwoju najbardziej postępowych dziedzin techniki, jakimi są astronautyka i lotnictwo; skromne środki finansowe przyczyniają się często do powstania zupełnie nowych rozwiązań technicznych. W części dotyczącej austriackich uczonych i wynalazców wykorzystano materiał nadany przez ambasadę austriacką.*

Często mniema się, że w poważnych przedsięwzięciach technicznych czy naukowych mogą uczestniczyć tylko narody duże i bogate. O tym jak poglądy takie są fałszywe najlepiej świadczyć może fakt, że do sukcesów w dziedzinie astronautyki, nie wyłączając lądowania na Księżycu, w dużym stopniu przyczynili się przedstawiciele krajów małych, nie mających potężnego przemysłu czy zaplecza naukowo-badawczego.

Za przykład mogą tu posłużyć uczeni i wynalazcy austriacy, którzy nie tylko tworzyli podstawy astronautyki jako nauki, lecz również przyczynili się do zapoczątkowania badań kosmicznych. Niektórzy z nich do dzisiejszego dnia są pionierami nowych kierunków w tej dziedzinie, wchodzącej obecnie w zasadniczą fazę rozwoju.

Z nazwiskami Macha (liczba Ma), Dopplera (telemetria) i Reischa (nawigacja bezwładnościowa) wiąże się działalność wszelkich kosmicznych ośrodków kontrolnych. Wiele koncepcji z dziedziny nawigacji kosmicznej i techniki lotu w przestrzeni kosmicznej opracowanych przez uczonych austriackich urzeczywistniono zarówno na Zachodzie, jak i na Wschodzie, poddając je surowemu egzaminowi praktycznego zastosowania.

Austriak Herman Oberth stał się jednym z ojców podróży kosmicznych pisząc pierwsze oparte na naukowych podstawach dzieło na temat raketowych podróży międzyplanetarnych. Nosi ono tytuł „Die Rakete in den Planetenräumen”, a wydane zostało w 1923 r.

Innym pionierem teorii podróży kosmicznych był Guido Pirquet, urodzony w 1880 r. w Dolnej Austrii. On pierwszy sformułował tak zwany paradoks astronautyczny, polegający na tym, że podróż do planet odległych o miliony kilometrów od Ziemi jest znacznie łatwiejsza z uwagi na zapotrzebowanie energii niż „wstępny skok” z Ziemi do krążącej wokół niej stacji kosmicznej.

Z Pirquetem ściśle współpracował Franciszek von Hoefft, założyciel austriackiego towarzystwa badań wy-

sokościowych. Będąc z wykształcenia inżynierem chemikiem zajmował się paliwami do pocisków raketowych dalekiego zasięgu.

Herman Potocnik pierwszy dokładnie opracował zagadnienie stacji kosmicznej — w formie krążącego wokół Ziemi satelity — przeznaczonej do badań naukowych, a także mogącej służyć jako punkt etapowy w podróżach do odległych planet. Potocnik urodził się w 1892 r. jako syn oficera austriackiej marynarki wojennej. W 1929 r. opublikował on książkę zatytułowaną „Das Problem der Befahrung des Weltraumes” używając pseudonimu Herman Noordung. Poważny wkład Potocnika-Noordunga do nauki o podróżach kosmicznych stanowi koncepcja stacji orbitalnej o kształcie gigantycznego koła wirującego wokół swej osi i wytwarzającego dzięki temu w pomieszczeniach dla załogi sztuczną grawitację. Podobnie koncepcja satelity stacjonarnego, krążącego wokół Ziemi na wysokości ok. 36 000 km, została opracowana przez Potocnika. Jak wiadomo, idea ta znalazła praktyczne zastosowanie w amerykańskich satelitach łącznościowych typu „Telstar”, „Early Bird” itp.

Tyrolczyk Max Valier zyskał uznanie pracami teoretycznymi i doświadczalnymi w dziedzinie silników raketowych do statków kosmicznych oraz do pojazdów naziemnych i do sań raketowych. Swoje koncepcje i odkrycia zebrał w dziele pt. „Vorstoss in den Weltraum”.

Pionierem praktycznej sztuki raketowej był również Fryderyk Schmiedl. 2 lutego 1831 r. wystrzelił on w Styrii pierwszą raketę pocztową zawierającą 102 przesyłki. We wrześniu tego samego roku dostarczył on 333 przesyłki w pierwszym oficjalnym pocztowym locie raketowym.

Jednym z twórców nowoczesnej techniki raketowej był Eugeniusz Sängler. Urodzony w Austrii zajmował ostatnio stanowisko profesora w politechnice berlińskiej.

skiej. Przez dziesięciolecia jego książka na temat techniki i dynamiki lotów pocisków i rakiet stanowiła naukową podstawę konstrukcji wszelkich rakiet i pocisków raketowych. Opracowane przez Sängera zasady budowy i konstrukcji komór spalania rakiet na ciekły materiał pędny pozostały w pełni aktualne do dnia dzisiejszego. W późniejszym okresie swej działalności profesor Säger przeprowadzał doświadczenia z całkowicie nowym rodzajem silników raketowych, a mianowicie z silnikami fotonowymi, które mogą stać się silnikami kosmicznymi przyszłości.

Poza uczonymi i wynalazcami, którzy zyskali światowy rozgłos, wielu innych Austriaków zajmowało się zagadnieniami związanymi z podróżami kosmicznymi i badaniem przestrzeni kosmicznej. Szczególnie cenne były prace Franciszka Ulinsky'ego i Rudolfa Zweriny. Podczas gdy pierwszy jeszcze w latach dwudziestych opracował pierwszy nadający się do użytku skafander kosmiczny, drugi projektował i konstruował rakiety do zapobiegania gradowi.

Uczeni i inżynierowie austriaccy należący do austriackiego towarzystwa badań kosmicznych i techniki raketowej (Österreichische Gesellschaft für Weltraumforschung und Flugkörpertechnik) również w ostatnich latach mogą poszczycić się osiągnięciami na polu badań kosmosu. Wspomnieć tu należy o koncepcji samoczynnie rozpadających się rakiet — po oddzieleniu się zasobnika z aparaturą — używanych do badań górnych warstw atmosfery nad terenami gęsto zaludnionymi oraz o wynikach badań profesora Burkarda z Grazu. Od chwili wystrzelenia 9 września 1964 r. amerykańskiego satelity „Explorer 22” (orbita o perigeum 884 km i apogeum 1077 km) kierowana przez Burkarda stacja badań jonosfery uniwersytetu w Grazu odbierała i opracowywała wyniki dokonywanych przez satelitę pomiarów. Umożliwiło to określenie wahań gęstości elektronów w zależności od pory dnia i roku oraz w zależności od aktywności Słońca. Dzięki temu uzyskano nowy pogląd na bardzo skomplikowane i ważne ze względu na łączność radiową i podróże kosmiczne procesy w jonosferze oraz wyciągnięto wnioski na temat wpływu Słońca na te procesy.

Tak więc w Austrii można obserwować na polu badań kosmicznych i techniki raketowej ciekawe zjawisko — występujące również często w innych dziedzinach badań naukowych: liczebnie mały naród przez swój wkład do światowej nauki i techniki przewyższa krępujące go ograniczenia gospodarcze i finansowe.

Nawiązując do tych kilku informacji na temat wkładu uczonych austriackich w rozwój astronautyki należy przypomnieć, że zachodnioeuropejskie organizacje badań kosmicznych ESRO, ELDO i „Eurosace” obejmują również mniejsze kraje, jak Belgia, Holandia (w Holandii znajduje się należący do ESRO ośrodek techniki kosmicznej ESTEC z komorą do odtwarzania warunków panujących w kosmosie) czy Szwecja. Podobnie wschodnioeuropejska organizacja „Interkosmos”. Zwraca przy tym uwagę wysoki poziom niektórych dziedzin europejskiej techniki astronautycznej przy stosunkowo małych nakładach finansowych. Wymienić tu należy osiągnięcia i zakres prac w dziedzinie silników jonowych: zbudowano ich 24, przy czym jeden z nich — silnik jonowy o dużej częstotliwości — przewyższa pod względem sprawności amerykańskie silniki typu Kauf-

mana. Rewelacją jest zupełnie nowe rozwiązanie problemu ukierunkowania sygnałów wysyłanych przez satelity łącznościowe, polegające na wykorzystaniu efektu soczewki Luneberga i wyeliminowaniu dzięki temu skomplikowanego układu antenowego. Rozwiązanie to będzie zastosowane na budowanym przez ESRO satelicie łącznościowym HEOLUS, który jeszcze przed następnymi igrzyskami olimpijskimi ma stworzyć przy użyciu stosunkowo skromnych środków europejski system łączności satelitarnej. Opracowany w ramach tej samej organizacji pierwszy na świecie projekt sondy do badań Merkurego daje zachodnim krajom europejskim szansę wniesienia do światowej astronautyki zupełnie nowych wartości. Nie bez znaczenia jest fakt, że budowa silników raketowych na aerozynę 50 i czterotlenek azotu, które zastosowane zostały na statkach „Apollo” i LM, stała się możliwa dzięki nowemu systemowi chłodzenia silników opracowanemu przez firmę europejską i że bezwładnościowy układ stabilizacji satelitów, będący dziełem niewielkiej i nieznannej firmy z Heidelbergu, zostanie wykorzystany do stabilizacji amerykańskich satelitów łącznościowych. Wypada też wspomnieć o „pułapce” wiatru słonecznego opracowanej przez profesora szwajcarskiego i zastosowanej na Księżycu w czasie wyprawy „Apollo” 11.

Zupełnie odrębne miejsce zajmuje argentyński program badań wysokościowych i kosmicznych, kierowany przez narodową komisję badań kosmicznych CNIE i obejmujący m.in. konstrukcję własnych rakiet, w tym także rakiet kosmicznych.

Podobne zjawiska obserwować można w ściśle astronautyką związanej technice lotniczej. Małe kraje o niewielkim potencjale przemysłowym, jak Szwajcaria, Holandia, Jugosławia, Czechosłowacja, Rumunia, Izrael, Argentyna i Peru, rozwijają ożywioną działalność w tej dziedzinie, czy to przeprowadzając poważne prace naukowo-badawcze, czy to opracowując własne konstrukcje i uczestnicząc w realizacji międzynarodowych programów lotniczych. Znane są peruwiańskie prace nad kłapami z wirującym walcem, kłapami odwróconymi i kłapami zwiększającymi rozpiętość skrzydła. Jedną z ostatnich rewelacji lotniczych, chowane dodatkowo skrzydło „Moustache”, jest wynikiem wspólnych prac firmy Marcel Dassault i firmy szwajcarskiej. Wiadomo jaką światową karierę zrobił szwajcarski samolot wielozadaniowy Pilatus „Turbo-Porter”, stosowany w wielu krajach i budowany z licencji w Stanach Zjednoczonych, oraz holenderski samolot pasażerski Fokker F-27 „Friendship”, wyprodukowany w kilkuset egzemplarzach przez firmę Fokker i z licencji przez amerykańską firmę Fairchild-Hiller. Następca samolotu F-27, odrzutowy samolot F-28 „Fellowship”, jest budowany wspólnie przez kilka krajów. Czechosłowackie samoloty szkolne i akrobacyjne są znane na całym świecie, samolot szkolno-treningowy L-29 jest stosowany przez 12 krajów, a jego następca, L-39, będzie według opinii specjalistów zachodnich jednym z najnowocześniejszych samolotów szkolno-treningowych lat siedemdziesiątych; czechosłowacki samolot wielozadaniowy L-410 ma szansę wejść na rynki zachodnie oraz na rynki krajów socjalistycznych i krajów trzeciego świata, a przeznaczony do jego napędu turbinowy silnik śmigłowy M-601, który przeszedł już pomyślnie

## PEWNE DYNAMICZNE PRZYPADKI OBCIĄŻEŃ SAMOLOTÓW POD — I NADDŹWIĘKOWYCH

Klasyczne metody wyznaczania obciążeń samolotów w locie, stanowiące podstawę norm wytrzymałościowych w lotnictwie, ustalają niebezpieczne obciążenia dla quasi-stacjonarnych warunków lotu, a więc głównie w oparciu o warunki lotu niezakłóconego. Wyznaczenie natomiast obciążeń w locie zakłóconym opiera się na ogół na badaniu lotu w burzliwej atmosferze i w przypadku brutalnego sterowania. Powyższe przypadki lotu zakłóconego określają wartości obciążeń w chwili pojawienia się zakłóceń, a więc w chwili wejścia w burzliwą atmosferę lub gwałtownego wychylenia sterów. Obciążenia te są istotnie największe dla tych przypadków lotu, w których gęstość powietrza zmienia się w dalszej fazie lotu stosunkowo wolno lub wcale się nie zmienia.

Nowoczesne samoloty odrzutowe mogą osiągać bardzo duże wysokości lotu z uwagi na możliwości wykorzystania tzw. pułapu dynamicznego. Powrotnemu zejściu samolotu z pułapu dynamicznego towarzyszy dość szybka zmiana gęstości powietrza, co pociąga istotne zmiany w występujących wówczas obciążeniach. Dotyczy to w szczególności obciążeń w locie zakłóconym. W czasie lotu przy stałej gęstości powietrza oscylacje samolotu wywołane chwilowymi zakłóceniami są dość szybko tłumione, a wraz z nimi zanikają obciążenia dynamiczne. Przy dużej natomiast zmianie gęstości powietrza w czasie lotu można się spotkać nie tylko z powolnym zanikaniem obciążeń, ale bardzo często z chwilowym ich narastaniem, przy czym obciążenia te mają charakter szybkozmiennych obciążeń oscylacyjnych lub tętniących. Maksymalne wartości obciążeń występują wówczas nie w chwili pojawienia się zakłócenia, ale znacznie później i mogą poważnie przewyższać ich wartości początkowe.

Zamierzeniem niniejszej pracy jest zwrócenie uwagi na dwa szczególne przypadki, dla których występujące różnice rysują się już bardzo wyraźnie zarówno w locie niezakłóconym, jak i zakłóconym. Rozważono mianowicie prostoliniowy lot po torze pochylonym i wyrwanie z lotu prostoliniowego przy stałym kącie natarcia. Przypadki powyższe były już badane przez kilku autorów prac traktujących o niezakłóconym i zakłóconym locie, jednakże rozwiązania podane dla lotu zakłóconego nie dały bezpośredniego związku między warunkami lotu a obciążeniami [1], [5], [6], [7]. W pracy niniejszej wykorzystano asymptotyczne rozwinięcia rozwiązań opracowane przez autora [2], [4], dzięki którym zarówno rozwiązania, jak i wyrażenia na obciążenia dynamiczne można przedstawić w postaci zamkniętej. Szczegół-

W czasie lotu przy zmiennej gęstości powietrza oscylacje samolotu, a tym samym jego obciążenia dynamiczne, wywołane np. podmuchem lub brutalnym sterowaniem zanikają bardzo powoli lub nawet następuje ich chwilowe narastanie w przeciwieństwie do lotu przy stałej gęstości powietrza, gdy oscylacje są szybko tłumione. W artykule przeanalizowano dynamiczne obciążenia samolotu dla dwóch przypadków lotu, w których występuje zmiana gęstości powietrza: dla lotu prostoliniowego po torze pochylonym i dla wyrwania z lotu prostoliniowego po torze pochylonym, otrzymując bezpośrednie związki między warunkami lotu a obciążeniami.

na ich zaletą jest możliwość bezpośredniego określenia amplitudy i częstości zmian obciążeń w czasie lotu, czego nie dawały rozwiązania prac cytowanych. Przypadki te rozważono w płaskim locie w płaszczyźnie pionowej, ponieważ takie warunki lotu zwiększają efekty dynamiczne.

### Oznaczenia

$v$  — prędkość lotu  
 $Ma$  — liczba Macha  
 $t$  — czas  
 $l$  — droga

$h$  — wysokość bieżąca w czasie lotu  
 $\alpha$  — kąt natarcia

$\gamma$  — kąt pochylenia stycznej do toru względem poziomu  
 $\delta$  — kąt wychylenia steru wysokości

$\rho$  — gęstość powietrza

$\rho_0$  — gęstość powietrza dla  $h = 0$

$\rho^*(h) = \frac{\rho(h)}{\rho_0}$  — względna gęstość powietrza jako funkcja wysokości

$k$  — stała dla  $\rho^* = e^{-kh}$  wyznaczona w oparciu o dane Atmosfery Wzorcowej

$\rho^*$  — względna gęstość powietrza jako funkcja drogi lub innych parametrów lotu

$C_x$  — współczynnik oporu aerodynamicznego

$C_z$  — współczynnik siły nośnej

$C_M$  — współczynnik momentu aerodynamicznego względem osi poprzecznej

$n_x$  — współczynnik stycznej składowej obciążenia w układzie współrzędnych przepływu

$n_z$  — współczynnik normalnej składowej obciążenia w układzie współrzędnych przepływu

$$\lambda = \frac{\rho^0 g}{Q/S}$$

$Q$  — ciężar samolotu

$S$  — powierzchnia skrzydła

$$\kappa = \frac{\rho_0 S l_a}{2 I_b}$$

gdzie  $l_a$  — średnia cięciwa aerodynamiczna

$I_b$  — moment bezwładności względem osi poprzecznej

$k_{\alpha} = \frac{\lambda}{2} \left( \frac{\partial C_z}{\partial \alpha} - C_{x_0} \right) + \kappa \frac{\partial C_M}{\partial \alpha}$  — współczynnik stateczności dynamicznej

$k_s = \kappa \bar{x} \left( \frac{\partial C_z}{\partial \alpha} + C_{x_0} \right)$  — współczynnik stateczności statycznej

gdzie  $\bar{x}$  — zapas stateczności statycznej

$$\kappa^* = \frac{2 k_s}{\lambda C_z^* k}$$

$\beta = |\sin \gamma|$

Indeksem „0” oznaczano: u dołu wartości początkowe, za wyjątkiem  $C_{z_0}$  i  $\alpha_0$ , które dotyczą lotu prostoliniowego, u góry parametry w locie niezakłóconym.

## Wyjściowe równania w locie płaskim

Układ sił działających na samolot w czasie lotu w płaszczyźnie pionowej i zasadnicze oznaczenia wielkości kinematycznych podano na rys. 1. Rozważania ograniczono do lotu przy nie pracującym zespole napędowym, w związku z czym układ równań ma postać:

$$\begin{aligned} \frac{dv}{dt} &= -g \sin \gamma - \frac{\lambda}{2} C_x \rho^* v^2 \\ v \frac{d\gamma}{dt} &= -g \cos \gamma + \frac{\lambda}{2} C_z \rho^* v^2 \end{aligned} \quad (1)$$

$$\frac{d^2\alpha}{dt^2} + \frac{d^2\gamma}{dt^2} = \kappa C_M \rho^* v^2$$

$$\frac{dh}{dt} = v \sin \gamma$$

$$\frac{dl}{dt} = v$$

Ponieważ siły aerodynamiczne, decydujące w locie o działających obciążeniach, nie są jawnie zależne od czasu, a przede wszystkim od położenia i prędkości, korzystnie będzie wprowadzić drogę jako zmienną niezależną. Zredukuje się w ten sposób układ równań lotu, zaś trzecie równanie układu (1) przyjmie postać bardzo dogodną dla określenia kąta natarcia w locie zakłóconym. Ma to szczególne znaczenie dla określenia obciążeń normalnych, które zależą w bezpośredni sposób od kąta natarcia.

Lot sterowany samolotu jest interesujący z uwagi na obciążenia głównie w zakresie liniowej charakterystyki aerodynamicznej, dla której poszczególne współczynniki można przedstawić w postaci zależności:

$$\begin{aligned} C_z &= \frac{\partial C_z}{\partial \alpha} \alpha \\ C_x &= C_{x_0} + \frac{C \partial x}{\partial (\alpha)^2} \alpha^2 \\ C_M &= \frac{\partial C_M}{\partial \alpha} \alpha + \frac{\partial C_M}{\partial \alpha'} \frac{d\alpha}{dl} + \frac{\partial C_M}{\partial \gamma'} \frac{d\gamma}{dl} + \frac{\partial C_M}{\partial \delta} \delta \end{aligned} \quad (2)$$

Wpływ zmiany gęstości na efekty dynamiczne jest wyraźny przy dużych prędkościach lotu, dla których wpływ liczby Macha na współczynniki aerodynamiczne jest już nieznaczący. Można więc przyjąć, że współczynniki aerodynamiczne i ich pochodne względem  $\alpha$  nie są zależne od liczby Ma. Układ równań (1) można sprowadzić do postaci, którą w dalszym ciągu będzie się wykorzystywać bezpośrednio:

$$\begin{aligned} \frac{d(v^2)}{dl} + \lambda C_x \rho^* v^2 &= -2g \sin \gamma \\ \frac{d\gamma}{dl} &= \frac{g \cos \gamma}{v^2} + \frac{\lambda}{2} \frac{\partial C_z}{\partial \alpha} \rho^* \alpha(l) \end{aligned} \quad (3)$$

$$\frac{d^2\alpha}{dl^2} + k_d \rho^*(l) \frac{d\alpha}{dl} + k_s \rho^*(l) \alpha = f(v, \gamma, \delta)$$

$$\frac{dh}{dl} = v \sin \gamma$$

gdzie:

$$\begin{aligned} k_d &= \frac{\lambda}{2} \left( \frac{\partial C_z}{\partial \alpha} - C_x \right) + \kappa \frac{\partial C_M}{\partial \alpha'} - \frac{2g \sin \gamma}{\rho^* v^2} \\ k_s &= \kappa \bar{x} \left( \frac{\partial C_z}{\partial \alpha} + C_{x_0} \right) + \frac{\lambda}{2} \frac{\partial C_z}{\partial \alpha} \left\{ \frac{d\rho^*}{dl} - \left( \frac{\lambda}{2} C_x - \kappa \frac{\partial C_M}{\partial \gamma'} \right) \rho^* \right\} \\ f(v, \gamma, \delta) &= \frac{g \cos \gamma}{v^0} \left( \frac{2g \sin \gamma}{v^2} + \kappa \frac{\partial C_M}{\partial \gamma'} \right) - \kappa \frac{\partial C_M}{\partial \delta} \delta \end{aligned}$$

Obciążenia samolotu będzie się badać w postaci bezwymiarowej, która nosi nazwę współczynnika obciążenia.

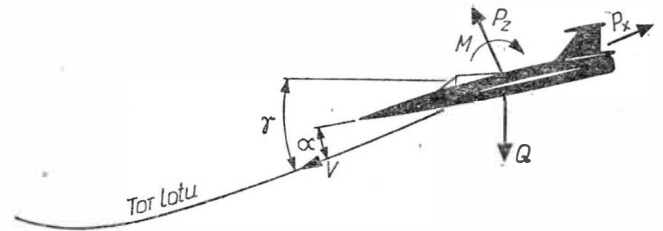
Współczynniki składowych obciążeń wyznaczyć można z układu równań (1). Mają one postać:

$$n_x = -\frac{\lambda}{2g} C_x \rho^* v^2; \quad n_z = \frac{\lambda}{2g} \frac{\partial C_z}{\partial \alpha} \rho^* v^2 \alpha(l) \quad (4)$$

lub

$$n_x = \frac{1}{g} \frac{dv}{dl} + \sin \gamma; \quad n_z = \frac{v}{g} \frac{d\gamma}{dl} + \cos \gamma$$

Rozważania ograniczono do obciążeń działających



1

w środku ciężkości samolotu. Obciążenia działające poza środkiem ciężkości różnią się głównie ilościowo i można z ich badania zrezygnować.

## Współczynniki obciążeń w prostoliniowym locie po torze pochylonym

W zakresie prędkości poddźwiękowych i nieznacznie przekraczających prędkość dźwięku przypadek ten nie stwarza niebezpiecznych warunków lotu i z punktu widzenia obciążeń nie jest interesujący. Zarówno współczynnik składowej stycznej, jak i normalnej obciążenia nie przekracza wartości i można je wyrazić zależnościami klimatycznymi:

$$n_{x_0} = -\left\{ 1 + v_0^2 \frac{k}{2g} e^{-k(h-h_0)} \right\} \sin \gamma; \quad n_{z_0} = \cos \gamma \quad (5)$$

Wyraźnie dynamicznego charakteru nabierają obciążenia w locie po torze pochylonym przy prędkości początkowej nie dającej równowagi charakterystycznej dla lotu ustalonego. Warunki takie występują przy powrotnym „zejściu” samolotu z pułapu dynamicznego, w szczególności przy samolotach z napędem rakietowym. W celu określenia współczynników obciążeń stycznych w locie niezakłóconym trzeba rozwiązać pierwsze równanie układu (3). Przy stałym kącie  $\gamma^0$  i  $C_x = \text{const}$  współczynnik obciążenia stycznego wyraża się zależnościami:

$$\begin{aligned} n_x(h) &= \frac{\lambda C_x}{2g} v_0^2 e^{-\left\{ kh + \frac{\lambda C_x}{k\beta} \left( e^{-kh} - e^{-kh_0} \right) \right\}} \\ &\left\{ 1 + \frac{g\beta}{v_0^2} e^{-\frac{\lambda C_x}{k\beta} e^{-kh_0}} \left[ E_i \left( \frac{\lambda C_x}{k\beta} e^{-kh} \right) - E_i \left( \frac{\lambda C_x}{k\beta} e^{-kh_0} \right) \right] \right\} \end{aligned} \quad (6)$$

gdzie  $\beta = |\sin \gamma|$

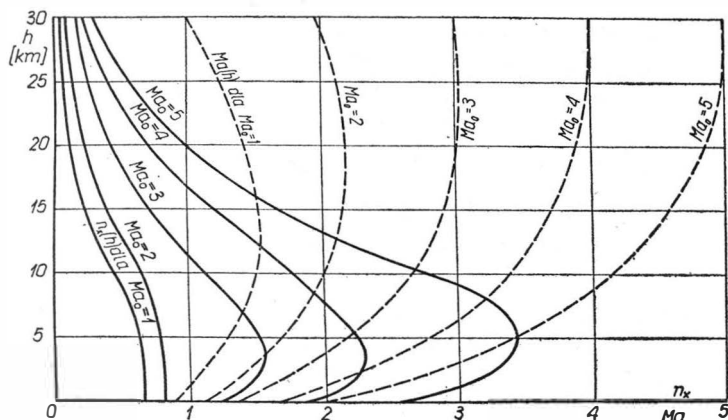
$E_i$  — funkcja wykładnicza, całkowa.

Przebieg zmiany współczynnika obciążenia stycznego

\* Wielkości małe w powyższych wyrażeniach pominięto przy dalszych rozważaniach i współczynniki  $k_d$  i  $k_s$  wyznaczono z wyrażen podanych w oznaczeniach.



przy schodzeniu samolotu z wysokości  $h_0 = 30$  km z różnymi prędkościami początkowymi przedstawiono za pomocą linii ciągłych na rys. 2.



2

Liniami przerywanymi przedstawiono zmianę prędkości z wysokością dla wyraźniejszego podkreślenia zmiany warunków lotu niezakłóconego. Przy dużych prędkościach początkowych  $v_0$  i dużych wysokościach  $h_0$  drugie wyrażenie w nawiasie dla zależności (6) jest znacznie mniejsze od jedności i o charakterze zmiany współczynnika obciążenia decyduje wyrażenie przed nawiasem. Największe wartości współczynnika odpowiadają wówczas wysokości  $h_{n_x}$ , którą określa zależność:

$$h_{n_x} = \frac{1}{k} \ln \frac{\lambda C_x}{k \beta} \quad (7)$$

Związek określający zależność maksymalnego współczynnika obciążenia od warunków lotu daje się przedstawić następująco:

$$n_{x \max} = \frac{k \beta}{2g} v_0^2 \quad (8)$$

Warto podkreślić, że przy bardzo dużych prędkościach początkowych maksymalna wartość współczynnika obciążenia stycznego nie zależy od charakterystyki aerodynamicznej i konstrukcyjnej samolotu, a wyłącznie od warunków lotu. Dla określonej prędkości początkowej można bardzo łatwo wyznaczyć dopuszczalny kąt pochylenia toru względem poziomu. Już przy prędkościach początkowych większych od  $Ma = 4$  wyrażenie (8) daje bardzo dobre przybliżenie. Z wyrażenia (8) można korzystać i przy mniejszych prędkościach lotu, bo jakkolwiek współczynniki obciążenia są nieco większe od wartości określonej zależnością (8), to odpowiadają one wysokościami bliskim  $h_{n_x}$ , jak można się zorientować z wykresów na rys. 2.

Warunki lotu po torze pochyłonym pogarszają bardzo wyraźnie wszelkiego rodzaju zakłócenia lotu. Zarówno gwałtowniejsze wychylenie sterów, które na małych wysokościach nie jest jeszcze określane mianem „brutalnego sterowania”, jak i wszelkiego rodzaju podmuchy atmosfery pociągają za sobą znaczne oscylacje samolotu wokół położenia równowagi. Oscylacje te dają narastające początkowo obciążenia przede wszystkim normalne, które w locie niezakłóconym były niewielkie zgodnie z drugim wyrażeniem układu (5). Współczynnik obciążenia normalny w locie zakłóconym można wyznaczyć z trzeciego równania układu (3), po podstawieniu go do drugiego wyrażenia układu (4).

Przy naddźwiękowych prędkościach lotu nawet bardzo duże efekty dynamiczne wywołują bardzo nieznaczne zmiany toru lotu niezakłóconego, jeśli zakłócenia mają przebieg oscylacyjny, na co wystarcza warunek stateczności statycznej. W takich warunkach lotu wahania samolotu wpływają bardzo nieznacznie na funkcję  $f(v, \gamma, \delta)$ , w związku z czym można przyjąć, że funkcja ta zależy wyłącznie od parametrów lotu niezakłóconego  $v^0, \gamma^0, \delta^0$ . Równanie trzecie układu (3) można rozdzielić na równanie w locie niezakłóconym:

$$\frac{d^2 \alpha^0}{dt^2} + k_d \varrho^*(l) \frac{d\alpha^0}{dl} + k_s \varrho^*(l) \alpha^0 = f(v^0, \gamma^0, \delta^0) \quad (9)$$

i równanie zakłóceń:

$$\frac{d^2 \alpha}{dl} + k_d \varrho^*(l) \frac{d\alpha}{dl} + k_s \varrho^*(l) \alpha = 0 \quad (10)$$

Równanie (10) jest równaniem niezależnym od pozostałych równań układu (3). Jeśli zmianę gęstości powietrza przedstawi się jako wykładniczą funkcję wysokości, wówczas dla lotu po torze ze stałym kątem pochylenia rozwiązanie można przedstawić w postaci asymptotycznego rozwinięcia równania (8). Rozwiązanie to jako funkcja wysokości wyraża się następująco:

$$\alpha(h) = \alpha_0 e^{\{\psi(h) - \psi(h_0)\}} \cos \omega \left( e^{-\frac{k}{2}h} - e^{-\frac{k}{2}h_0} \right) \quad (11)$$

przy czym:

$$\psi(h) = \frac{k}{4} h - \frac{1}{2} \frac{kd}{k\beta} e^{-kh}$$

$$\omega^2 = \frac{4k_s}{(k\beta)^2}$$

Współczynnik całkowitego obciążenia normalnego w locie zakłóconym przyjmie postać:

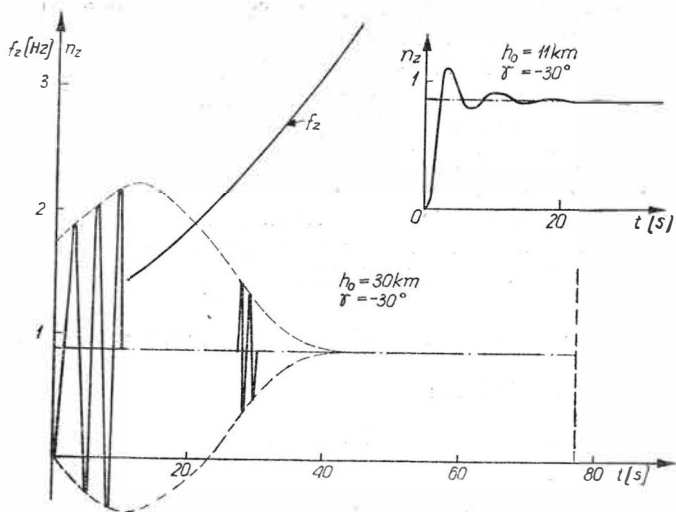
$$n_z(h) = n_z^0 - \frac{\lambda C_{z_0}}{2g} v_0^2 e^{-\{kh + \Phi(h) - \Phi(h_0)\}} \cos \omega \left( e^{-\frac{k}{2}h} - e^{-\frac{k}{2}h_0} \right) \quad (12)$$

gdzie:

$$\Phi(h) = -\frac{k}{4}h + \frac{k_d + 2\lambda C_{x_0}}{2k\beta} e^{-kh}$$

zaś  $n_z^0$  — współczynnik obciążenia w locie niezakłóconym.

Dla przykładu podano przebieg współczynnika obciążenia normalnego przy wprowadzeniu samolotu w prostoliniowy lot po torze pochyłonym o kąt  $\gamma = -30^\circ$  do poziomu. Wprowadzenia w lot prostoliniowy dokonano wychyleniem steru, którego zadaniem była tylko zmiana kąta natarcia od wartości zerowej do wartości  $\alpha_0$  zapewniającej położenie równowagi w locie prostoliniowym, bez zmiany kąta  $\gamma$ . Zachowanie się samolotu w postaci zmian współczynnika obciążenia, po przejściu na czas jako zmienną niezależną, podano na rys. 3. Warunki początkowe wprowadzenia odpowiadają  $h_0 = 30$  km i  $Ma_0 = 3$ . Dla porównania podano przebieg zmiany współczynnika obciążenia przy podobnym wprowadzeniu w lot prostoliniowy na wysokości  $h_0 = 11$  km (w prawym rogu u góry rys. 3). Zestawienie wyników jest dostatecznie wymowne. Charakterystyczny przyrost oscylującego współczynnika występuje powyżej wysokości  $h_{n_z}$ , która zależy od struktury atmosfery, kąta pochylenia toru i przede wszystkim charakterystyki



3

samolotu. Wysokości tej odpowiada maksymalna wartość amplitudy współczynnika oscylujących obciążeń, a jej zależność od wymienionych czynników określa związek:

$$h_{nz} \cong \frac{1}{k} \ln \frac{3}{2} \frac{k_d + 2 \lambda C_{x_0}}{k \beta} \quad (13)$$

Szacunkową wartość maksymalnego współczynnika obciążenia można wyznaczyć z zależności:

$$n_{z \max} \cong \frac{\lambda C_{z_0}}{2g} v_0^2 e \left[ \varphi(h_0) - \frac{1}{3} \right] \left( \frac{2}{3} \frac{k \beta}{k_d + 2 \lambda C_{x_0}} \right)^{\frac{3}{4}} \quad (14)$$

Wysokość  $h_{nz}$  jest charakterystyczna z tego względu, że w czasie lotu poniżej tej wysokości tłumienie wahań dla samolotów statecznych dynamicznie jest tak intensywne, że największe wartości współczynnika obciążeń w locie zakłóconym odpowiadają chwili, w której pojawiły się zakłócenia i bardzo szybko zmierzają do wartości w locie niezakłóconym. Jeśli na przykład zakłóceniem jest podmuch, wówczas największa wartość współczynnika obciążenia jest równa wartości wyznaczonej dla lotu w „burzliwej atmosferze” metodą klasyczną.

Powyżej wysokości  $h_{nz}$  sytuacja jest najczęściej odwrotna, zwłaszcza w tych przypadkach, kiedy podmuch miał miejsce w czasie lotu wznoszącego. Z rozwiązania równania (12) wynika, że wahań samolotu w czasie wznoszenia będą narastać. Zejście z pułapu dynamicznego odbywać się będzie z bardzo dużymi zakłóceniami, które pociągną za sobą pojawienie się obciążeń, których współczynnik zmienia się zgodnie z przebiegiem podanym na rys. 3, tylko wartości jego mogą być znacznie większe. Maksymalne wartości współczynnika mogą przekraczać w takich przypadkach nawet kilkakrotnie jego wartość w chwili wejścia w „burzliwą atmosferę”. Obciążenia normalne występujące w takich warunkach lotu są niebezpieczne przede wszystkim dla załogi i to nie tyle ze względu na ich wartości maksymalne, co z uwagi na częstość z jaką się zmieniają. Częstość wahań łatwo wyznaczyć z wyrażenia:

$$2 \pi = \omega \left( e^{-\frac{k}{2}(\bar{h} - \Delta \bar{h})} - e^{-\frac{k}{2}\bar{h}} \right) \quad (15)$$

przy czym  $\Delta \bar{h}$  jest zmianą wysokości w czasie lotu po torze pochylonym, która odpowiada okresowi funkcji cosinus w wyrażeniu (12). Po odpowiednich przekształ-

zeniach otrzymuje się wyrażenia na częstość wahań:

$$f_z \cong \frac{\sqrt{k_s v(h)}}{2\pi} e^{-\frac{k}{2}h} \quad (16)$$

Warunki lotu samolotu naddźwiękowego pogarsza fakt, że wskutek wahań nabierają tętniącego charakteru również obciążenia styczne i to z częstością dwukrotnie większą od obciążeń normalnych. Wąskie ramy pracy nie zezwalają jednak na szersze ich omówienie.

### Wyrwanie ze stałym kątem natarcia

Podobny, ale jeszcze bardziej złożony charakter, ma zmiana obciążeń w czasie wyprowadzania z lotu po torze pochylonym, który to przypadek określa się krótko mianem „wyrwania”. Wychylenie steru, konieczne dla zrealizowania tego przypadku lotu, wprowadza samolot w wahań zanikające znacznie wolniej na odcinku opadającym niż w locie prostoliniowym po torze pochylonym. Jeśli wyrwanie realizowane jest z ponownym wznoszeniem, wówczas wahań mogą przy wznoszeniu narastać. Przy wyrwaniu powyżej wysokości  $h_{nz}$  obciążenia będą wzrastać znacznie wyraźniej, ponieważ wzrasta średnie obciążenie, charakterystyczne dla lotu niezakłóconego w czasie wyrwania, jak też i amplituda obciążenia oscylującego wokół średniej wartości.

Wyprowadzono najpierw zależność na obciążenia charakterystyczne dla wyrwania idealnego (bez zakłóceń). Skorzystano w tym celu z rozwiązania równań lotu środka ciężkości, dzieląc pierwsze równanie układu (3)

$$\text{przez drugie. Przy dużych obciążeniach } \frac{g \cos \gamma}{v^2} \leq \frac{\lambda}{2} C_z^* \varrho^*$$

i można je pominąć. Dla mniejszych obciążeń wprowadzono zastępcze wyrażenie w postaci:

$$\frac{\lambda}{2} C_z^* \varrho^* = \frac{\lambda}{2} C_{z_0} \varrho^* - \left( \frac{g \cos \gamma}{v_0^2} \right)_{sr} \quad (17)$$

Ostatecznie otrzymano wyrażenie na współczynnik obciążenia normalnego dla idealnego wyrwania:

$$n_{z_0}(\gamma) = \frac{k v_0^2 C_z}{g C_z^*} (\cos \gamma C) e^{-2 \frac{C_x}{C_z^*} (\gamma - \gamma_0)} \left\{ 1 - \frac{2g}{k v_0^2} x(\gamma) \right\} \quad (18)$$

gdzie:

$$C = \cos \gamma_0 - \frac{\lambda C_z^*}{2k} e^{-k h_0}$$

$$x(\gamma) = \int_{\gamma_0}^{\gamma} e^{2 \frac{C_x}{C_z^*} (\tau - \gamma_0)} \frac{\sin \tau}{\cos \tau - C} d\tau$$

Maksymalne wartości współczynnika odpowiadają chwili, dla której  $\gamma \rightarrow 0$ , podobnie zresztą jak i przy wyrwaniu na małych wysokościach.

W rzeczywistych warunkach lotu zmiana obciążeń w czasie ulega znacznemu zwiększeniu, jeśli  $h_0 > h_{nz}$ . Do średniego obciążenia wyznaczonego w oparciu o zależność (21) dochodzą jeszcze obciążenia wywołane oscylacją samolotu. Dodatkowe obciążenia można wyznaczyć w oparciu o rozwiązanie równania (10) po wprowadzeniu kąta  $\gamma$  jako nowej zmiennej niezależnej. Równanie to sprowadza się wówczas do postaci [4], [7] \*:

\* W pracy [6] autor doszedł do innej postaci tego równania, ale niestety błędnie.

$$\frac{d^2\alpha}{d\gamma^2} + \left( \frac{2k_d}{\lambda C_z^*} - \frac{\sin \gamma}{\cos \gamma - C} \right) \frac{d\alpha}{d\gamma} + \frac{2k_s}{\lambda C_z^* k (\cos \gamma - C)} \alpha(\gamma) = 0 \quad (19)$$

Dla równania (20) autor opracował asymptotyczną postać rozwiązania, którą można stosować z dostatecznym przybliżeniem, jeśli  $h_0 \leq 80$  km. Dla rozpatrywanego przypadku można ją z powodzeniem zastosować z uwagi na znacznie mniejszą wysokość początkową wyrwania. Postać rozwiązania asymptotycznego jest następująca:

$$\alpha(\gamma) = \alpha_0 e^{-\frac{k_d(\gamma - \gamma_0)}{\lambda C_z^*}} \sqrt{\frac{4 \sqrt{\frac{\cos \gamma_0 - C}{\cos \gamma - C}}}{\frac{\xi_0}{5\tau_c}}} \cos 2 \sqrt{\kappa^*} (\sqrt{\cos \gamma - C} - \sqrt{\cos \gamma_0 - C}) \quad (20)$$

Asymptotyczna postać rozwiązania daje możliwość przedstawienia w prostej postaci wyrażenia na współczynnik obciążenia całkowitego, a przede wszystkim możliwość wyrażenia częstości oscylacji tego współczynnika. Wyrażenie na współczynnik całkowitego obciążenia normalnego przy wyrwaniu z prostoliniowego lotu po torze pochyłym ma postać:

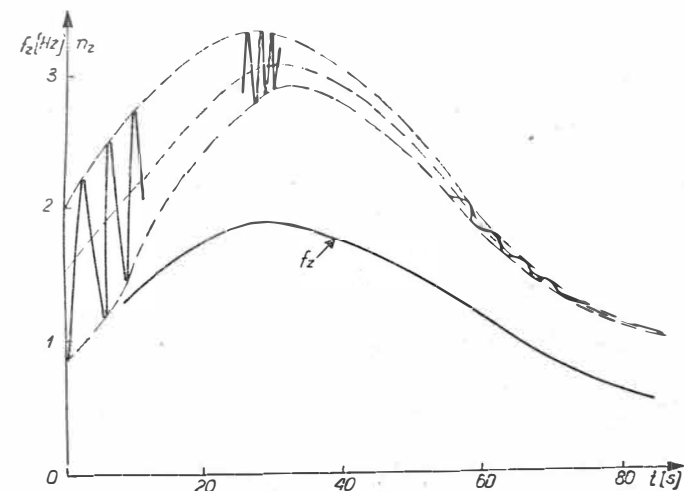
$$n_z = \frac{k v_0^2 C_z}{2g C_z^*} \left\{ 1 - \left( 1 - \frac{C_{z0}}{C_z} \right) e^{-\frac{k_d(\gamma - \gamma_0)}{\lambda C_z^*}} \sqrt{\frac{2 \sqrt{\frac{\xi_0}{5\tau_c}}}{\xi}} \right\} \cos 2 \sqrt{\kappa^*} (\xi - \xi_0) \xi^2 e^{-2 \frac{C_x}{C_z} (\gamma - \gamma_0)} \left\{ 1 - \frac{2g}{k v_0^2} x(\gamma) \right\} \quad (21)$$

gdzie:  $\xi = \sqrt{\cos \gamma - C}$

a wyrażenie na częstość oscylacji współczynnika obciążenia normalnego:

$$f_z = \frac{k v_0 \xi^2 \sqrt{1 - \frac{2g}{k v_0^2} x(\gamma)} - \frac{C_x}{C_z} (\gamma - \gamma_0)}{\frac{\pi_2}{z} + 2\pi \frac{\xi}{\sqrt{\kappa^*}}} e^{-\frac{C_x}{C_z} (\gamma - \gamma_0)} \quad (22)$$

Dla ilustracji podano przykładowo zmianę współczynnika obciążenia w czasie dla wyrwania samolotu z prostoliniowego lotu po torze pochyłym pod kątem  $\gamma_0 = -30^\circ$  od wysokości  $h_0 = 30$  km począwszy (rys. 4).



4

Uzyskane wyniki wskazują, że i wartość współczynnika obciążenia i częstość oscylacji rosną aż do  $\gamma = 0$ . Oscylacje obciążeń zanikają znacznie wolniej niż w przypadku poprzednim.

Wzrost wysokości lotu powyżej  $h_{n_z}$ , określonej wyrażeniem (14), pogarsza bardzo wyraźnie warunki lotu i to z dwóch powodów. Zmieniają się wyraźnie jakościowe efekty dynamiczne zarówno w locie zakłóconym, jak i niezakłóconym oraz rośnie wrażliwość samolotu na wszelkiego rodzaju zakłócenia. Stosunkowo powolne wychylenie steru na dużych wysokościach nabiera charakteru brutalnego sterowania, ponieważ okres oscylacji na dużych wysokościach jest duży. Pociąga to za sobą z zasady następstwa w postaci obciążeń dynamicznych.

\*

Niebezpieczeństwo efektów dynamicznych polega nie tyle na zmianie charakteru obciążenia konstrukcji, ile na zagrożeniu załogi samolotu. Podane w przykładach przebiegi obciążeń nie są jeszcze groźne dla konstrukcji, gdyż wartość współczynnika obciążeń maksymalnych jest niewielka i częstość ich zmiany jest znacznie mniejsza od częstości drgań własnych konstrukcji. Częstość oscylacji obciążeń jest natomiast bardzo niebezpieczna dla organizmu ludzkiego, ponieważ wchodzi w pasmo rezonansu fizjologicznego. Pasma to mieści się w granicach od 1 Hz do 20 Hz [8]. W zakresie tych częstości nawet niewielkie zmiany współczynnika obciążeń, gdyż już o amplitudzie niewiele większej od  $n_z = 0,2$ , mogą być tragiczne w skutkach dla załogi samolotu. Jak jednak wynika z wyrażen na częstości, można ich wartości zmniejszyć poniżej pasma rezonansu fizjologicznego przez zmniejszenie zapasu stateczności statycznej lub zmianę rozkładu masy.

Na zakończenie warto podkreślić, że możliwe zakłócenia mogą stworzyć bardziej niebezpieczne warunki lotu od podanych przykładowo. Daleko gorsze następstwa może pociągnąć za sobą podmuch, zwłaszcza w takich przypadkach, w których samolot „wszedł” w burzliwą atmosferę w locie wznocącym.

Jakościowe zmiany obciążeń w locie na dużych wysokościach stwarzają nowe problemy, badaniem których zajmuje się nowa dziedzina zwana biodynamiką [8].

## Literatura

1. Allen H. J.: *Hypersonic flight and the reentry problem*, J.A.S. 25, 1958, nr 4.
2. Dubiel S.: *Asymptotyczna postać rozwiązania równania wahań podłużnych statku kosmicznego po zanurzeniu w atmosferę ziemską*, Biuletyn WAT 1964, nr 11.
3. Dubiel S.: *Konstrukcja pocisków rakietowych. Przeciążeń*, cz. I WAT, Warszawa 1966.
4. Dubiel S.: *Dynamika odbicia statku kosmicznego od atmosfery*, Biuletyn WAT 1967.
5. Horiuchi F. Y.: *A parametric study of the dynamic motion of a spinning and nonspinning re-entry vehicle with non linear aerodynamics characteristics*, Balist. Missile and Aerospace Technol., vol. 4, Reentry. New York — London, Acad. Press 1961. Także tłum. w Expr. Inf. Astronaw. i Rakietodin. 1963, nr 40.
6. Maryniak J.: *Oscylacje rakiety lecącej po torze falistym w atmosferze ziemi*. Mech. Teor. i Stos. t. 2, 1964, zeszyt 3.
7. Tobak M., Allen H. J.: *Dynamic stability of vehicles traversing ascending or descending paths through the atmosphere*, NACA TN 4275, 1958.
8. *Progress in the astronautical sciences*, vol. I, edited by S. F. Singer, Amsterdam 1962.

# NIEKTÓRE ZAGADNIENIA TRWAŁOŚCI LOTNICZYCH OBIEKTÓW TECHNICZNYCH

(Dokończenie)

## Ogólne zagadnienia z zakresu projektowania eksploatacji obiektów technicznych

Projektowanie eksploatacji obiektów technicznych jest zagadnieniem złożonym; dla każdego konkretnego typu obiektu wiąże się ono (dla danego  $r_1$ ) z wyznaczeniem funkcji obsługi  $r_3$  oraz użytkowania  $r_2$ .

Opracowanie systemu eksploatacji dla danej klasy obiektów technicznych opiera się na pewnych informacjach wyjściowych, które umożliwiają przyjęcie prawidłowych założeń eksploatacyjnych. Informacje te powinny obejmować m.in.:

- podstawowe charakterystyki techniczne obiektu
- warunki pracy obiektu, tj. przewidywane fazy istnienia obiektów w procesie eksploatacji
- podatność obiektu technicznego na regenerację (naprawę)
- techniczne możliwości regeneracji, tj. naprawy profilaktycznej, bieżącej, średniej i głównej
- ustalenie „skłonności” obiektów do zawodności w przewidywanych warunkach eksploatacji i w żądanym przedziale czasu
- kryteria, według których należy ustalać dalszą nieopłacalność eksploatacji obiektu technicznego
- wymagany stopień gotowości obiektów technicznych w wymaganym przedziale czasu.

Opracowanie systemu eksploatacji polega na opracowaniu procedur użytkowania i obsługi obowiązujących w pewnym przedziale czasu, gwarantujących wykonanie określonych czynności użytkowych przez obiekty z pewnym prawdopodobieństwem.

Częściowo zagadnienia te były rozważane dla obiektów technicznych oczekujących na pracę.

Formy oczekiwania obiektów technicznych na pracę mogą być różne. Jednak najczęściej są one następujące:

- a) oczekiwanie w magazynach w opakowaniu fabrycznym
- b) oczekiwanie w stanie przygotowanym do użycia (w pełnej gotowości) w magazynach lub w warunkach polowych
- c) oczekiwanie w stanie przygotowanym do użycia i z okresowym użyciem.

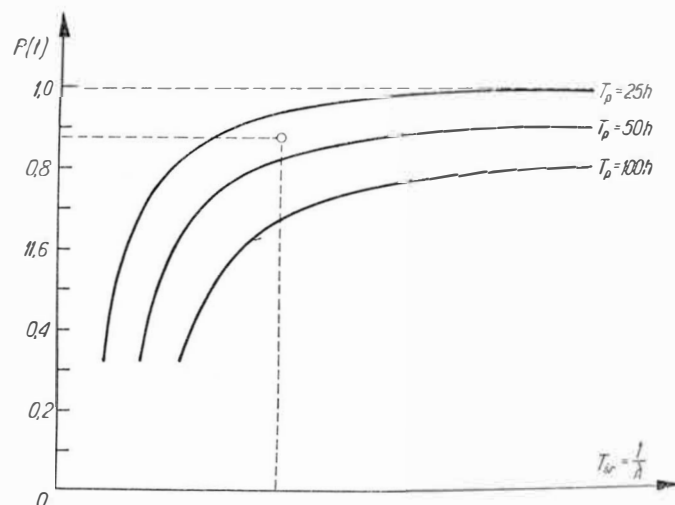
Wykorzystanie tego podziału w eksploatacji obiektów technicznych z długimi okresami używalności jest dość korzystne ze względów ekonomicznych. Obliczenia rachunkowe wykazują, że między tymi stanami są dość znaczne różnice w stopniu niesprawności, co może być wykorzystane do minimalizacji procesów obsługi.

Funkcja obsługi  $r_3$  jest budowana z pewnych elementów. Niektóre z tych elementów to: przegląd technicz-

ny, naprawa profilaktyczna, naprawa bieżąca, naprawa średnia, naprawa główna.

Istotnym zagadnieniem jest rozmieszczenie tych elementów w funkcji czasu eksploatacji danego zbioru obiektów technicznych, czyli ustalenie okresu między kolejnymi przeglądami  $T_p$  i okresu między kolejnymi naprawami  $T_n$ .

Wiadomo, że do wyznaczania okresów między kolejnymi przeglądami i naprawami wykorzystywane są wskaźniki niezawodności, a najchętniej prawdopodobieństwo niezawodnej pracy określone wzorem wykładniczym. Przykładowy przebieg krzywych otrzymanych w ten sposób jest pokazany na rys. 3. Wyzna-

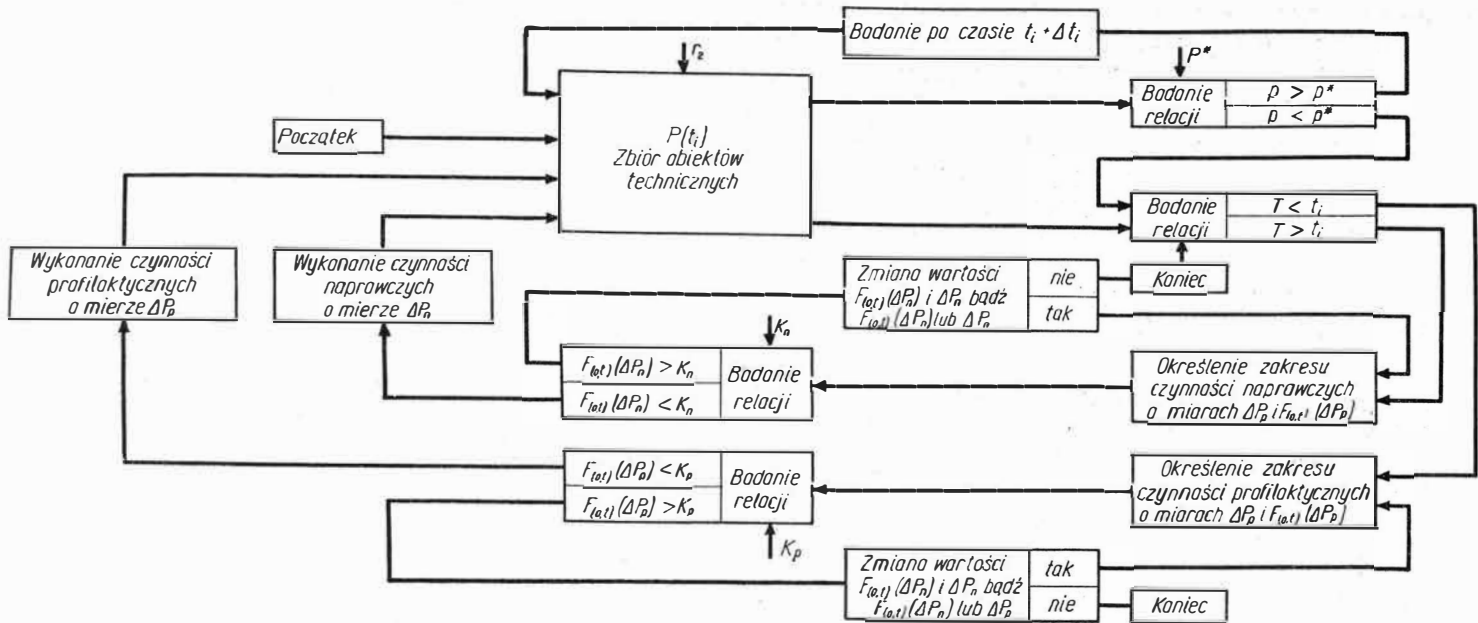


3. Wykresy do wyznaczania czasu  $T_p$  między kolejnymi przeglądami technicznymi

czenie  $T_p$  za pomocą krzywych przedstawionych na rys. 3 polega na przyjęciu pewnego prawdopodobieństwa niezawodnej pracy  $P$  i obliczeniu  $T_{sr}$ \* oraz wykorzystaniu położenia punktu  $(P, T_{sr})$  w stosunku do krzywych.

Warto zaznaczyć, że za pomocą tych metod nie zawsze można wyznaczyć optymalną częstość wykonywania czynności profilaktycznych, tzn. pewnego optymalnego czasu  $T_p$  między kolejnymi przeglądami profilaktycznymi oraz pewnego optymalnego czasu  $T_n$  między kolejnymi naprawami. Rzecz jasna, że  $T_p$  i  $T_n$  są funkcjami wielu zmiennych. Wydaje się jednak, że podstawowymi czynnikami umożliwiającymi określenie optymalnych wartości  $T_p$  i  $T_n$  będzie prawdopodobieństwo niezawodnej pracy obiektu technicznego i koszty.

\* Z intensywności uszkodzeń  $\lambda$  (liczby uszkodzeń w pewnym przedziale czasu) — *przypr. redakcji*.



4. Model eksploatacji z regulacją poziomu prawdopodobieństwa niezawodnej pracy obiektów

Określenie  $T_p$  i  $T_n$  wiąże się z podaniem konkretnej postaci funkcji i określeniem ekstremów tej funkcji. Na rysunku 4 pokazano model eksploatacji obiektów technicznych z „regulacją” prawdopodobieństwa  $P(t)$ . Model ten ilustruje mechanizm wyznaczania częstości przeglądów i napraw.

Znaczenie użytych na rys. 4 symboli jest następujące:

- $r_2(t)$  — funkcja obrazująca zespół czynników stanowiących obciążenie zbioru obiektów
- $t_i$  —  $i$ -ty rzeczywisty przedział czasowy między czynnościami profilaktycznymi
- $P(t_i)$  — prawdopodobieństwo niezawodnej pracy obiektów technicznych w  $i$ -tym przedziale czasowym
- $P^*$  — założona dolna granica prawdopodobieństwa niezawodnej pracy obiektów
- $T$  — minimalny przedział czasowy pomiędzy czynnościami profilaktycznymi możliwy ze względów technicznych
- $\Delta P_p(t)$  — miara czynności profilaktycznych
- $\Delta P_n(t)$  — miara czynności naprawczych
- $F_{(0,t)}(\Delta P_n, \Delta P_p)$  — koszt obsługi obiektów technicznych
- $K_p$  — dopuszczalny koszt przeglądów
- $K_n$  — dopuszczalny koszt napraw.

Funkcja  $r_2(t)$  działając na zbiór obiektów technicznych w powoduje zmianę stopnia niezawodności elementów zbioru, czyli powoduje również zmianę  $P(t)$ . Mając wartość  $P(t_i)$  sprawdza się czy  $P(t_i) < P^*$ , czy  $P(t_i) > P^*$ .

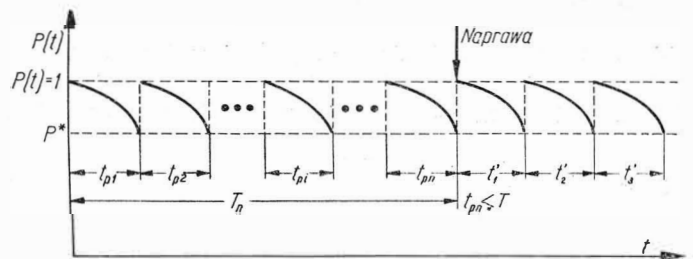
Jeżeli  $P(t_i) > P^*$ , to dokonuje się obliczenia wartości  $P(t_i)$  po upływie czasu  $\Delta t$ . Jeżeli  $P(t_i) < P^*$ , to należy dokonać sprawdzenia, w jakim przedziale czasu wystąpiło zmniejszenie się  $P(t_i)$  od wartości  $P(0) = 1$ , do  $P(t_i) = P^*$ .

Jeżeli  $T < t_i$ , należy wykonać czynności profilaktyczne w odpowiednim zakresie umożliwiające sprowadzenie

zbioru obiektów technicznych do stanu wymaganego. Dalej następuje sprawdzenie, czy koszty profilaktyki nie przekraczają kosztów dopuszczalnych.

Jeśli relacja jest przeciwna tzn.  $T > t_i$ , wówczas należy wykonać naprawę obiektów, przy czym koszty nie powinny przekraczać dopuszczalnych.

Dla przedstawionego modelu eksploatacji przykładowy



5. Wykres prawdopodobieństwa niezawodnej pracy  $P(t)$  w funkcji czasu

przebieg krzywej prawdopodobieństwa niezawodnej pracy  $P(t)$  w funkcji czasu jest pokazany na rys. 5, przy założeniu, że przeglądy i naprawy sprowadzają zbiór obiektów do stanu niezawodności równego jedności.

#### Określenie częstości przeglądów i napraw profilaktycznych w funkcji czasu eksploatacji

Przyjęcie w I części artykułu, że podczas przeglądu profilaktycznego niektóre uszkodzenia obiektu nie mogą być usunięte sugeruje możliwość podziału zbioru niesprawności na dwa podzbiory, tj. na podzbiór niesprawności, które są usuwane w ramach przeglądu profilaktycznego, i drugi stanowiący uzupełnienie pierwszego.

Wprowadzony wyżej podział uszkodzeń na dwa podzbiory można wykorzystać do określenia pewnych funkcji, które umożliwiają wyznaczenie przedziałów czasu między kolejnymi przeglądami i naprawami profilaktycznymi.

Wiadomo, że intensywność uszkodzeń  $\lambda(t)$  jest określo-

na na podzbiórze pierwszych uszkodzeń każdego obiektu, czyli bez uwzględnienia obsługi. Wobec tego można określić intensywność uszkodzeń przy pewnym przyjętym poziomie obsługi.

Z przyjętych założeń wynika, że w rozpatrywanym przypadku pierwszym stopniem obsługi jest przegląd profilaktyczny. Tak więc zbiór pierwszych uszkodzeń obiektów, które nie mogą być usunięte w ramach przeglądu profilaktycznego, może stanowić dane wyjściowe do określenia intensywności uszkodzeń  $\lambda(t)$  przy założonym poziomie obsługi.

Ponieważ założono, że proces eksploatacji obiektów został poprzedzony próbami niezawodności, można przyjąć, że znana jest intensywność uszkodzeń  $\lambda(t)$  oraz intensywność uszkodzeń dla pierwszego stopnia obsługi  $\kappa(t)$ .

Wykorzystując  $\lambda(t)$  i  $\kappa(t)$  można wprowadzić pewną funkcję  $\mu(t)$  określoną następująco:

$$\mu(t) = \lambda(t) - \kappa(t) \quad (4)$$

Funkcja  $\mu(t)$  jest pewną miarą względną jakości przeglądu profilaktycznego.

Jeżeli  $\lambda(t)$  oszacuje się z góry, a za  $\kappa(t)$  przyjmie się wartość średnią w rozważanym przedziale czasu, wówczas  $\mu(t)$  jest wartością stałą i może być określona zależnością:

$$\mu = \lambda_{\max} - \kappa_{\text{sr}} \quad (5)$$

gdzie:

$\lambda_{\max}$  — maksymalna wartość intensywności uszkodzeń  $\lambda(t)$  w rozważanym przedziale czasu

$\kappa_{\text{sr}}$  — średnia wartość  $\kappa(t)$  w rozważanym przedziale czasu.

Określony teraz zostanie ciąg  $\{T_k\}$  okresów czasowych między kolejnymi przeglądami profilaktycznymi.

Wyrazy ciągu wyznacza się z następującego warunku:

$$P^* = e^{-\kappa_{\text{sr}} \sum_{i=0}^k T_i} e^{-\lambda_{\max} T_{k+1}} \quad (6)$$

przy czym

$$T_0 = 0$$

Przekształcając zależność (6) otrzymuje się wzór na kolejne wyrazy ciągu:

$$T_{k+1} = \frac{1}{\lambda_{\max}} \left( \ln \frac{1}{P^*} - \kappa_{\text{sr}} \sum_{i=0}^k T_i \right) \quad (7)$$

$k = 0, 1, \dots$

Wzór (7) wyznacza więc punkty na osi czasu, w których należy wykonać przeglądy profilaktyczne.

Należy jeszcze określić czas wykonania naprawy profilaktycznej. W tym przypadku wykorzystuje się malejący ciąg  $\{T_k\}$  oraz warunek  $T_k > T > T_{k+1}$ .

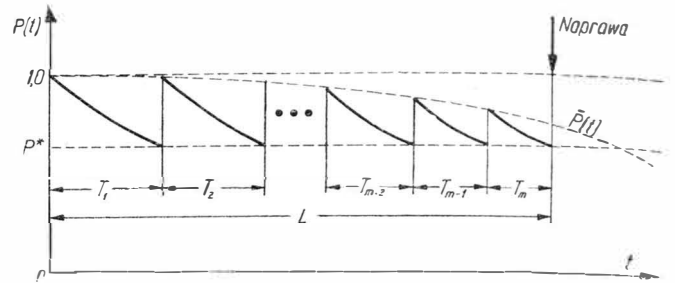
Czas wykonania naprawy profilaktycznej jest określony zależnością:

$$L = \sum_{k=1}^m T_k \quad (8)$$

gdzie:  $T_m \geq T \geq T_{m+1}$

Wykres prawdopodobieństwa niezawodnej pracy obiektów  $P(t)$  dla tak zorganizowanej obsługi jest pokazany na rys. 6.

Z praktyki eksploatacyjnej wiadomo, że wygodniej jest, gdy okresy między kolejnymi przeglądami profilaktycznymi są stałe i możliwie długie. W związku z tym powstaje pytanie, w jaki sposób wyznaczyć te okresy,



6. Wykres prawdopodobieństwa niezawodnej pracy obiektów  $P(t)$  w funkcji czasu

aby zapewnić utrzymanie obiektów będących w eksploatacji na pewnym poziomie zdadności do pracy.

Wiadomo, że każdy typ obiektu z uwagi na swe przeznaczenie i specyfikę jego użytkowania ma pewien dopuszczalny okres między przeglądami profilaktycznymi  $T$ .

Korzystając z tego oraz z wykresu prawdopodobieństwa niezawodnej pracy można dla okresu między przeglądami profilaktycznymi przyjąć taką wartość  $T_0$ , że  $T_0 \geq T$ .

Czas wykonania naprawy profilaktycznej można określić następująco:

Niech  $\Delta P(t) = P(t) - P^*$  dla  $P(t) > 0$

$$\text{oraz } \Delta P(T_0) = 1 - e^{-\gamma_{\max} T_0}$$

Szuka się teraz takiego  $t$ , dla którego wartość  $\Delta P(t)$  równa się  $\Delta P(T_0)$ . Porównując otrzymuje się:

$$e^{-\kappa_{\text{sr}} t} - P^* = 1 - e^{-\gamma_{\max} T_0}$$

Stąd po przekształceniu:

$$t = \frac{1}{\kappa_{\text{sr}}} \left( \ln \frac{1}{P^*} - \lambda_{\max} T_0 \right) \quad (9)$$

Liczba przeglądów profilaktycznych niezbędna do utrzymania obiektów na określonym poziomie zdadności do pracy  $P^*$  do czasu wykonania naprawy profilaktycznej wynosi:

$$n = \left( \frac{t}{T_0} \right) \quad (10)$$

Okres czasu, po którym należy wykonać naprawę profilaktyczną wyraża się wzorem:

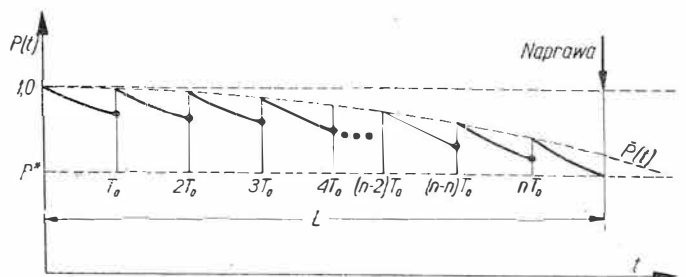
$$L = (n + 1) T_0$$

Wykres prawdopodobieństwa niezawodnej pracy dla tak zorganizowanej obsługi jest pokazany na rys. 7.

Przedstawione wyżej sposoby zorganizowania obsługi obiektów technicznych mają charakter wstępny i sygnalizują jedynie problem.

Przyjęcie w niniejszym opracowaniu ograniczających założeń, takich jak:

- intensywność uszkodzeń jest wartością stałą



7. Wykres prawdopodobieństwa niezawodnej pracy obiektów  $P(t)$  w funkcji czasu

- czasy wykonania przeglądu i naprawy profilaktycznej są równe zero
- obsługa techniczna ograniczona jest jedynie do przeglądu profilaktycznego i naprawy profilaktycznej co znacznie uprościło zagadnienie.

Należy zaznaczyć, że problem organizacji obsługi można rozpatrywać również pomijając powyższe założenia.

Pomimo przyjętych ograniczeń zaproponowane wyżej sposoby wyznaczania okresów czasowych między przeglądami i naprawami profilaktycznymi mogą być wykorzystane praktycznie.

#### PRZYKŁAD

Znaleźć wartości okresów czasowych między kolejnymi przeglądami profilaktycznymi oraz wyznaczyć czas wykonania naprawy profilaktycznej mając następujące dane:

$$P^* = 0,9 \lambda_{\max} = 1,5 \cdot 10^{-2} \lambda_{gr} = 1,5 \cdot 10^{-3}$$

$$T = 4 \text{ miesiące}$$

Podstawiając te wartości do wzoru (7) i wykonując obliczenie otrzymuje się następujące wartości przedziałów czasowych między kolejnymi przeglądami profilaktycznymi:

$$T_1 \cong 7 \text{ miesięcy}, T_2 \cong 6 \text{ miesiące}, T_3 \cong 5 \text{ miesiące}, T_4 \cong 4,5 \text{ miesiąca}, T_5 \cong 4 \text{ miesiące.}$$

Korzystając ze wzoru (8) oblicza się czas wykonania naprawy profilaktycznej, który wynosi  $L = 23$  miesiący.

Dla drugiej metody, w której okres między kolejnymi przeglądami profilaktycznymi jest stały i w tym przypadku wynosi  $T = 4$  miesiące, czas wykonania naprawy profilaktycznej  $L = 30$  miesiący.

\*

Przedstawione materiały ilustrują pewien ogólny model postępowania przy wyznaczaniu okresów używalności dla zdefiniowanej na początku klasy obiektów technicznych. W ramach przedstawionego schematu mieszczą się rozwiązania uzyskiwane w różny sposób, które muszą być dostosowane do aktualnych warunków i możliwości.

Rozważania nad wyznaczaniem okresów używalności obiektów technicznych uwidaczniają kilka interesujących zagadnień, z których najistotniejsze to:

- projektowanie funkcji obsługi
- określenie funkcji użytkowania i jej ekstremów
- określenie miary eksploatacji obiektów technicznych.

#### NOTATKI ZE ŚWIATA

▲ 77 głosami przeciwko 2 (Kuby i Sudanu) przy 17 wstrzymujących się Zgromadzenie Ogólne NZ przyjęło rezolucję, zalecającą wszystkim państwom podejmowanie skutecznych kroków w celu powstrzymania aktów piractwa powietrznego oraz karania sprawców porywań samolotów.

▲ W Londynie odbyła się międzynarodowa konferencja pilotów. Uczestnicy konferencji zażądali wprowadzenia kary śmierci dla porywaczy samolotów.

▲ Bardzo surowe dla piratów powietrznych są nowe przepisy prawne Stanów Zjednoczonych, gdzie za uprowadzenie siłą samolotu przewidziana jest kara śmierci lub co najmniej 20 lat pozbawienia wolności.

▲ Komisja prawna francuskiego Zgromadzenia Narodowego zaaprobowala nowy artykuł kodeksu karnego zastrzegający sankcje przeciwko porywaczom samolotów. Każdy, kto ucieka się do gwałtu lub groźby, aby przejąć kontrolę nad samolotem może zostać skazany na karę od 5 do 10 lat więzienia, natomiast jeśli akcja podjęta przez porywacza spowoduje zranienie załogi lub pasażerów — na karę od 10 do 20 lat więzienia. W przypadku spowodowania śmierci porywacz może zostać skazany na dożywotnie więzienie.

Mgr inż. LESZEK KRUŚ  
Dr inż. STEFAN SZCZECIŃSKI

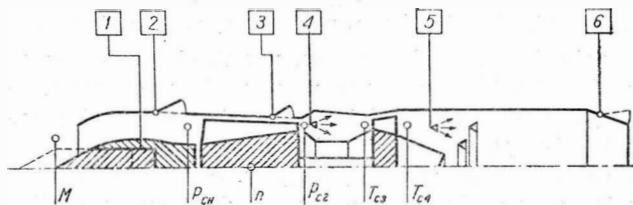
621.454-5

*W artykule omówiono procesy zachodzące w turbinowym silniku odrzutowym, jako obiekcie automatycznej regulacji oraz wpływ zakłóceń zewnętrznych i sterowań na parametry silnika. Opisano właściwości regulacji i sterowania silników dwuwiałowych — jednoprzepływowych i dwuprzepływowych.*

## KILKA UWAG NA TEMAT AUTOMATYCZNEJ REGULACJI I STEROWANIA DWUWAŁOWYCH SILNIKÓW ODRZUTOWYCH

Współczesne lotnicze silniki turbinowe charakteryzują się nie tylko dużą różnorodnością i złożonością konstrukcji, ale i złożonością zachodzących w nich procesów termo- i gazodynamicznych. Automatyczna regulacja jest niezbędna w każdym lotniczym silniku turbinowym z uwagi na konieczność utrzymania z dużą dokładnością zadanych przez pilota parametrów w warunkach zmian prędkości i wysokości lotu — zwłaszcza w warunkach nieustalonych.

Stosunkowo prosty, jednowałowy, jednoprzepływowy silnik turbinowy stanowiący napęd samolotu naddźwiękowego przedstawiono schematycznie na rys. 1. Część kanału wlotowego znajdująca się bezpośrednio przed sprężarką ma kształt zapewniający zwiększenie prędkości strumienia powietrza, co sprzyja wyrównaniu pola



1. Schemat układu regulacji silnika odrzutowego samolotu naddźwiękowego:

1 — regulator stożka wlotowego, 2 — regulator upustowych klap wlotowych, 3 — regulator upustu powietrza ze sprężarki, 4 — regulator dopływu paliwa, 5 — regulator dopływu paliwa do dopalacza, 6 — regulator klap wylotowych dyszy silnika

prędkości bezpośrednio na wlocie do sprężarki. W sprężarce następuje wzrost ciśnienia (określony sprężem) oraz wzrost temperatury. Moment niezbędny do napędu sprężarki zależy od prędkości obrotowej  $n$ , ciężarowego wydatku powietrza  $G$  i sprężu  $\pi_s$ . W komorze spalania następuje spalanie dostarczanego tam paliwa. Temperatura całkowita gazów  $T_{c3}$  zależy od wydatku paliwa  $G_p$  i wydatku powietrza  $G$ , przy czym zachodzi:

$$G_p \nearrow \Rightarrow T_{c3} \nearrow \quad G \nearrow \Rightarrow T_{c3} \searrow$$

Znajdująca się za komorą spalania turbina odbiera część energii od powietrza — następuje jego rozprężenie, tj. zmniejsza się temperatura i ciśnienie. Moment

rozporządzalny turbiny zależy od prędkości obrotowej  $n$ , wydatku powietrza  $G$  i temperatury gazów przed turbiną  $T_{c3}$ , przy czym:

$$n \uparrow \Rightarrow M_T \uparrow; \quad G \uparrow \Rightarrow M_T \uparrow; \Rightarrow T_{c3} \uparrow \Rightarrow M_T \uparrow^*$$

Do dopalacza dostarcza się paliwo o wydatku  $G_d$ , co powoduje wzrost temperatury i prędkości wypływu gazów z dyszy silnika. Uzyskany ciąg silnika  $R$  zależy bezpośrednio od temperatury gazów w dopalaczu — która z kolei zależy od temperatury  $T_{c3}$ , wydatku powietrza  $G$  i wydatku paliwa w dopalaczu  $G_d$  — oraz ciśnienia całkowitego w dyszy wylotowej  $P_{cD}$  będącego funkcją prędkości obrotowej  $n$  powierzchni przekroju dyszy wylotowej  $F_D$  i warunków lotu.

Podstawowe wielkości określające procesy zachodzące w silniku to prędkość obrotowa  $n$ , temperatura przed turbiną  $T_{c3}$  i wydatek powietrza  $G$ .

Najbardziej interesujące wielkości wyjściowe silnika to ciąg  $R$  i jednostkowe zużycie paliwa  $C_R$ . Można je wyrazić jako funkcje podstawowych parametrów silnika i warunków lotu:

$$R = R [n, T_{c3}, G (P_{cH}, T_{cH})]$$

$$C_R = C_R [n, T_{c3}, G (P_{cH}, T_{cH})]$$

Warunki lotu zostały tu wyrażone przez ciśnienie  $P_{cH}$  i temperaturę  $T_{cH}$ . Ze względu na duży zakres zmian warunków lotu ich wpływ jest znaczny. Wpływają one przede wszystkim przez wydatek powietrza \*\*.

$$P_{cH} \uparrow \Rightarrow G \uparrow \quad T_{cH} \uparrow \Rightarrow G \downarrow$$

Wykres na rys. 2 przedstawia współpracę silnika z pompą paliwową.  $G_{pn}$  oraz  $G_{pr}$  są charakterystykami wydatku paliwa niezbędnego i rozporządzalnego w funkcji prędkości obrotowej  $n$ . Punkt pracy ustala się na przecięciu charakterystyk. Zwiększenie  $G$  powoduje przesunięcie charakterystyki  $G_{pn}(n)$  w górę, a więc zmniejszenie prędkości obrotowej przy stałej regulacji pompy.

Na wielkości określające procesy w silniku nałożone są ograniczenia. Wynikają one ze względów wytrzymałościowych oraz konieczności utrzymania statecznej pracy silnika. Temperatura przed turbiną  $T_{c3}$  oraz prędkość obrotowa  $n$  ograniczone są od góry. Ponadto zwiększenie  $T_{c3}$  oraz  $n$  skraca czas niezawodnej pracy silnika. Stateczna praca silnika związana jest głównie z warunkami pracy sprężarki. Określony jest pewien zakres dopuszczalnych wartości wydatku powietrza i prędkości powietrza przed sprężarką.

Podstawowe wymagania pracy silnika to duży maksymalny ciąg  $R_{max}$ , jak najkrótszy czas przejścia od warunków biegu jałowego do  $R_{max}$  oraz minimalne jednostkowe zużycie paliwa w całym zakresie pracy. Oczywiście jest wymaganie niezawodności w możliwie długim okresie pracy. Spełnione muszą być przy tym wszystkie wymienione ograniczenia.

\* Moment obrotowy turbiny zależy również od stopnia rozprężania w turbinie  $\pi_T$ , lecz dla rozpatrywanego przypadku można założyć krytyczny wpływ w dyszy wylotowej i w kierownicy turbiny, tzn.  $\pi_T = \text{const}$  dla danej powierzchni przekroju dyszy wylotowej (przyp. redakcji).

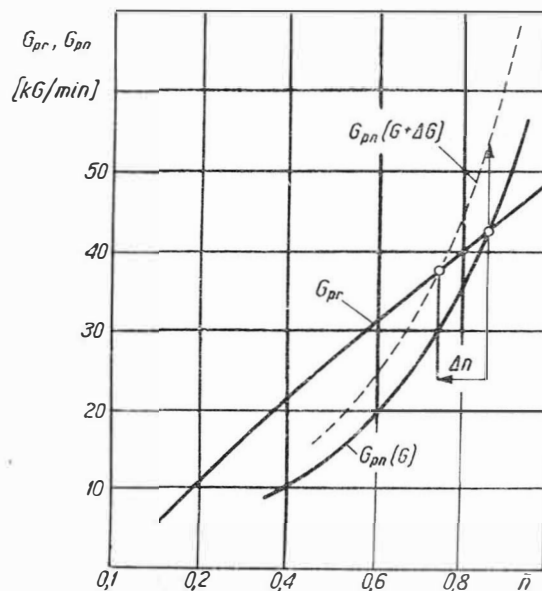
\*\* Poza tym wpływają one na ciąg poprzez stosunek ciśnień  $P_{cD}/P_H$  (przyp. redakcji).

Możliwości sterowania i pomiarów przedstawione są na rys. 1.

Sterowania są następujące:

- kształtowanie wlotu,
- upust przed sprężarką,
- upust w strefie sprężarki,
- wydatek paliwa w komorze spalania,
- wydatek paliwa w dopalaczu,
- powierzchnia przekroju i kształt dyszy  $F_D$

Regulację stożka wlotowego stosuje się wyłącznie w samolotach naddźwiękowych. Ma ona na celu wyeliminowanie wpływu parametrów spiętrzenia (fali uderzeniowej) na pracę silnika (regulację przeprowadza się tak, aby prędkość przepływu powietrza bezpośrednio na wlocie do sprężarki nie zależała od prędkości lotu). Zmiana kształtu wlotu, upusty przed i w strefie sprężarki wpływają na zmianę parametrów strumienia powietrza: wydatku i prędkości, a przede wszystkim zapewniają stateczną pracę sprężarki. Wydatek paliwa w komorze spalania wpływa bezpośrednio na temperaturę przed turbiną, a więc na prędkość obrotową i ciąg silnika. Wydatek paliwa w dopalaczu wpływa na powiększenie ciągu. Regulacja przekroju dyszy wpływa na



2. Wpływ zmian niezbędnego wydatku paliwa  $G_{pn}$  na prędkość obrotową wirnika

zmianę ciągu, przy czym można wyeliminować wsteczne oddziaływanie dopalania na turbinę. Rozwarcie kłap dyszy i odpowiednie zmniejszenie wydatku paliwa w komorze spalania bez dopalania pozwala na pracę silnika przy  $n \approx n_{max}$  z małym ciągiem. Odpowiednie zmniejszenie  $F_D$  i zwiększenie  $G_p$  zwiększa ciąg przy zachowaniu tej samej wartości  $n = n_{max}$ . Czas przejścia do uzyskania  $R_{max}$  osiąga wówczas minimum, gdyż nie trzeba rozpędzać zespołu wirującego.

W silnikach turbinowych dokonuje się pomiarów (rys. 1) — dla potrzeb regulacji — prędkości obrotowej  $n$ , ciśnienia powietrza na wlocie  $P_{cH}$ \*, za sprężarką  $P_{c2}$  i temperatury za turbiną  $T_{c4}$  (metody pneumatyczne umożliwiając pomiar bezpośrednio  $T_{c3}$ ).

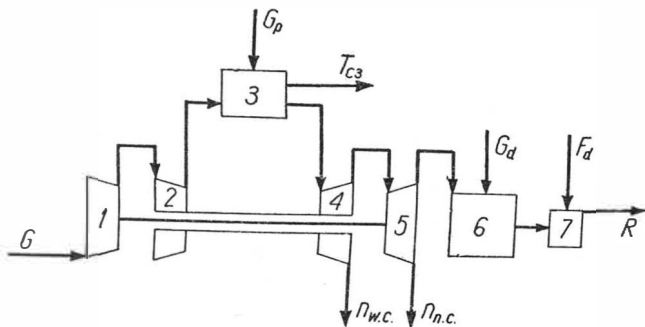
\* W niektórych silnikach również  $T_{cH}$  (przyp. redakcji).



Sterowanie silnika odrzutowego mające na celu uzyskanie określonej wartości ciągu i jednostkowego zużycia paliwa polega na zadaniu pewnych nastawów układu automatycznej regulacji mających na celu regulację wydatku paliwa doprowadzanego do komór spalania silnika i ewentualnie dopalacza, z jednoczesną regulacją przekroju dyszy wylotowej silnika. Układ automatycznej regulacji steruje silnikiem w zależności od warunków pracy silnika i warunków lotu.

Bardziej skomplikowane są zasady regulacji silników dwuwałowych — jednaprzepływowych i dwuprzepływowych.

Schemat dwuwałowego silnika jednaprzepływowego, potraktowanego jako obiekt regulacji, przedstawia rys. 3. Parametry regulowane w silniku to ciąg  $R$ , temperatura gazów przed turbiną wysokiego ciśnienia  $T_{c3}$ , oraz prędkości obrotowe zespołu niskiego ciśnienia  $n_{n.c.}$ \* i wysokiego ciśnienia  $n_{w.c.}$  W przypadku włączenia dopalacza parametrem ulegającym zmianie jest ciąg silnika (w wyniku wzrostu temperatury gazów w dopalaczu) i jednostkowe zużycie paliwa.



3. Schemat dwuwirnikowego, jednaprzepływowego silnika odrzutowego jako obiektu regulacji:  
1 — sprężarka niskiego ciśnienia, 2 — sprężarka wysokiego ciśnienia, 3 — komora spalania, 4 — turbina wysokiego ciśnienia, 5 — turbina niskiego ciśnienia, 6 — dopalacz, 7 — dysza wylotowa

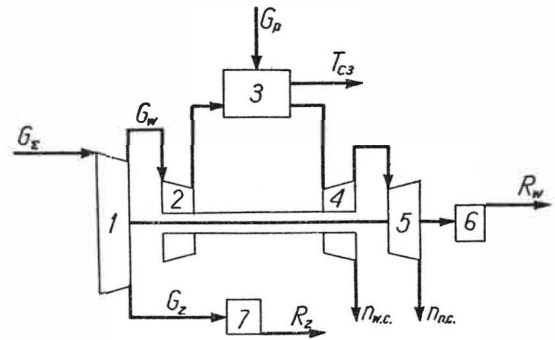
Wszystkie parametry silnika są regulowane wydatkiem paliwa  $G_p$ , doprowadzanego do komór spalania, ewentualnie ilością paliwa  $G_d$  doprowadzanego do dopalacza z jednoczesną regulacją powierzchni przekroju wylotowego  $F_D$  dyszy wylotowej. Dzięki możliwości ciągłej regulacji przekroju  $F_D$  uzyskuje się w silnikach, bez pracującego dopalacza, różne osiągi przy jednakowych prędkościach obrotowych wirników, regulując jednocześnie ilość paliwa doprowadzanego do komór spalania.

Silniki dwuprzepływowe można podzielić, pod względem ich układów konstrukcyjnych i struktury jako obiektów regulacji, na dwie grupy:

- silniki, w których strumienie kanału zewnętrznego i wewnętrznego nie mieszają się ze sobą wewnątrz silnika — schemat na rys. 4,
- silniki, w których strumienie kanału zewnętrznego i wewnętrznego mieszają się ze sobą za turbinami sil-

nika (schemat na rys. 5). W tej grupie silników zabudowuje się odwracacz ciągu i dopalacz we wspólnym kanale wylotowym.

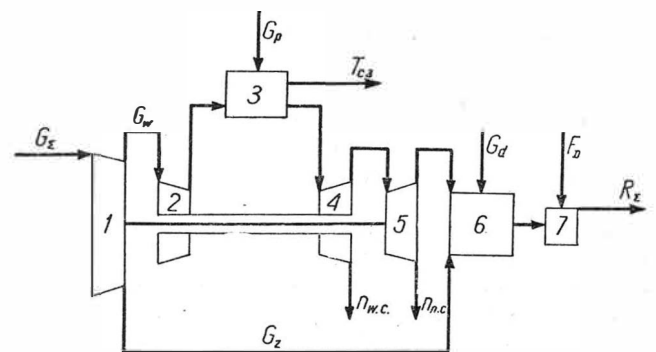
W silnikach pierwszej grupy ciąg całkowity stanowi sumę ciągów wytwarzanych w oddzielnych kanałach



4. Schemat dwuprzepływowego silnika wentylatorowego jako obiektu regulacji:  
1 — wentylator, 2 — sprężarka, 3 — komora spalania, 4 — turbina wysokiego ciśnienia, 5 — turbina niskiego ciśnienia, 6 — dysza wylotowa kanału wewnętrznego, 7 — dysza wylotowa kanału zewnętrznego

przepływowych: w zewnętrznym  $R_z$  i wewnętrznym  $R_w$ . Obydwie wartości ciągów są regulowane przez zmianę wydatku paliwa doprowadzanego do komór spalania silnika. Parametrami regulowanymi są prędkości obrotowe  $n_{n.c.}$  oraz  $n_{w.c.}$ . Wydatek powietrza  $G_z$  przez kanał zewnętrzny silnika (i związany z nim ciąg  $R_z$ ) regulowany jest przez regulację prędkości obrotowej zespołu niskiego ciśnienia  $n_{n.c.}$  (zależnej od prędkości obrotowej zespołu wysokiego ciśnienia, która z kolei jest funkcją temperatury  $T_{c3}$ ). Dysze wylotowe obydwóch kanałów są nieregulowane, a jedynie dobrane w zakładzie produkcyjnym podczas hamownianych prób przydatności i kontroli parametrów.

W silnikach drugiej grupy obydwie strumienie ( $G_w + G_z$ ) mieszają się ze sobą w strefie za turbinami, co umożli-



5. Schemat dwuprzepływowego silnika odrzutowego z mieszaniem i dopalaczem jako obiektu regulacji:  
1 — wentylator, 2 — sprężarka, 3 — komora spalania, 4 — turbina wysokiego ciśnienia, 5 — turbina niskiego ciśnienia, 6 — dopalacz, 7 — dysza wylotowa

wia zastosowanie wspólnego dopalacza — i ewentualnie odwracacza ciągu — z możliwością ciągłej regulacji powierzchni przekroju wylotowego  $F_D$  wspólnej dyszy. Silniki w takim układzie dają szersze możliwości regulacyjne, bez konieczności naruszania podstawowych parametrów regulowanych  $n_{n.c.}$ ,  $n_{w.c.}$  i  $T_{c3}$ . Regulacja silnika w różnych warunkach lotu jak i regulacja w wa-

\* Prędkość obrotowa  $n_{n.c.}$  zależy od prędkości obrotowej  $n_{w.c.}$  (przy p. redakcyj).

runkach przejścia jest niewątpliwie łatwiejsza do realizacji dzięki możliwości wykorzystania zmian przekroju wylotowego  $F_D$  wspólnej dyszy silnika. Rozszerzenie możliwości regulacyjnych sprzyja przede wszystkim możliwościom wykorzystania silnika w szerokim zakresie prędkości lotu. Jako przykład silnika zbudowanego według opisanego schematu strukturalnego może posłużyć silnik Pratt and Whitney FT30 bojowego samolotu nadźwiękowego F-111.

Każdy lotniczy silnik turbinowy wyposażony jest oprócz regulatorów działających w warunkach ustalonych pracy silnika w automatyczne regulatory przyspieszania, których jedynym zadaniem jest uzyskanie minimalnie krótkiego czasu przejścia od dowolnych prędkości obrotowych (poczynając od biegu jałowego) do prędkości maksymalnej, bez obawy utraty stateczności pracy sprężarki i przegrzania turbin silnika. Automatyczne regulatory przyspieszania mogą regulować pracę silnika nie tylko za pomocą zmian wydatku paliwa w komorze spalania, ale również zmian przekroju wylotowego i wlotowego.

\*

Przedstawione własności silników turbinowych jako obiektu regulacji automatycznej zostały ujęte w formie słownej. Opis w postaci równań stanu i równań wyjść wymagałby żmudnych i wnikliwych badań teoretycznych i doświadczalnych.

#### Literatura

1. Bodner W.: *Awtomatika awiacyjnych dwigatielej*, Moskwa 1952, 1956.
2. Czerkasow B.: *Awtomatika i regulowaniej wożdużno-reaktywnych dwigatielej*, 1956.
3. Kruschik J.: *Die Gasturbine*, Wien 1960.
4. Steczkin B. i inni: *Tieoria rieaktywnych dwigatielej*, cz. I i II, Moskwa 1958.
5. Sztoda A. i inni: *Konstrukcja awiacyjnych gazoturbinych dwigatielej*, Moskwa 1961.
6. Szymanik R. i inni: *Lotnicze dwuwirnikowe silniki turbinowe*, Warszawa 1968.
7. Szczeciński S.: *Lotnicze silniki turbinowe — konstrukcja i eksploatacja*, Warszawa 1965.
8. Zaimanzon L., Czerkasow B.: *Regulowaniej gazoturbinych i priamotocznych wożdużno-reaktywnych dwigatielej*, Moskwa 1956.

#### Dokończenie ze str. 2

próby stoiskowe, nie ustępuje pod względem wskaźników zachodnim silnikom tej klasy. Samoloty wielozadaniowe buduje również Argentyna i Izrael (izraelski samolot „Arava” ma być produkowany również przez francuską firmę SOCATA). Poważne osiągnięcia w dziedzinie budowy samolotów szkolno-treningowych, szturmowych i rolniczych ma Jugosławia. Znamienna jest poza tym rozpoczęta niedawno odbudowa rumuńskiego przemysłu lotniczego, który już obecnie może się pochwalić kilku udanymi typami samolotów, m.in. nowoczesnym samolotem rolniczym.

Wszystko to świadczy z jednej strony o zrozumieniu przez mniejsze kraje znaczenia prowadzenia prac w najbardziej postępowych dziedzinach nauki i techniki i ich wpływu na inne dziedziny gospodarki, a z drugiej strony wykazuje możliwości osiągnięcia w tych dziedzinach poważnych wyników mimo ograniczonych środków materialnych.

## AUTOMATYZACJA PROCESU OBSŁUGOWEGO W TRANSPORCIE LOTNICZYM

### Dokończenie

#### Organizacja prac rozwojowych

Dla opracowania poszczególnych problemów wspomniana już grupa robocza, pracująca m.in. pod auspicjami IATA nad programem automatyzacji, powołała pięć zespołów roboczych i komitet do koordynacji prac tych zespołów. Podział pracy między zespołami, metodyka rozwiązywania poszczególnych problemów i osiągnięte rezultaty to sprawy niezmiernie ciekawe. Ponieważ jednak omawianie ich zajęłoby zbyt wiele miejsca, należy ograniczyć się do informacji, że w zespołach tych pracuje ponad 50 osób, co łącznie z członkami grupy daje ok. 70 specjalistów zaangażowanych w przygotowanie automatyzacji, nie licząc zapraszanych okresowo do współpracy konsultantów wraz ze sztabami ich współpracowników oraz uczestników okresowych konferencji w szerokim gronie. Pominięto tu oczywiście prace prowadzone przez specjalistyczne instytuty, wytwórnie itp. Powyższe liczby dotyczą tylko prac prowadzonych na terenie przedsiębiorstw lotniczych. Członkowie zespołów roboczych reprezentują około 20 przewoźników — członków IATA. Przeważnie są to przedstawiciele bardzo dużych przedsiębiorstw.

W dalszym ciągu artykułu omówione zostaną wyniki pracy innego jeszcze organu powołanego przez grupę roboczą, a mianowicie wyniki pracy 4-osobowej grupy TF (Four-man Task Force). Grupa ta otrzymała zadanie ustalenia szczegółowych charakterystyk biletu, karty kredytowej i przywieszki bagażowej. Zadanie to uważane jest za trudne i bardzo ważne. Charakterystyka każdego z tych dokumentów będzie w zasadniczy sposób wpływała na koszty urządzeń do ich wystawiania, kodowania i odczytywania. Dokumenty te muszą odpowiadać zarówno potrzebom wzrokowego ich czytania, jak i potrzebom czytania maszynowego — optycznego i magnetycznego. Sprawa ta jest w następnym punkcie omówiona dość szczegółowo, ponieważ niezależnie od naszego stosunku do przedstawionej koncepcji automatyzacji nie unikniemy zetknięcia się z jej produktami: nowymi automatycznymi biletami i przywieszkami bagażowymi. Dane o kartach kredytowych mają oczywiście tylko informacyjne znaczenie.

Postanowiono, że dane na pierwszej, wizualnej stronie biletu będą rozmieszczone w 12 wierszach (poziomych rzędach) i w 70 kolumnach (pionowych rzędach). Dwunasty wiersz druku, umieszczony blisko dolnej krawędzi biletu, ma być przeznaczony do optycznego czytania za pomocą systemu OCR (Optical Character Recognition System). Te fragmenty powierzchni biletu, na których będą umieszczane informacje przeznaczone tylko dla pasażera, będą wyróżnione przez kolorowe ich zacienienie.

Niżej omówione są kolejno poszczególne wiersze biletu.

#### 10. Zapisy w trzecim wierszu kuponu biletowego

„p.m.”, albo w układzie 24-godzinnym) oraz status rezerwacyjny lub numer miejsca w samolocie. Podanie numeru miejsca oznacza potwierdzenie rezerwacji na dany odcinek lotu. W dalszym ciągu wiersza przewidziane jest miejsce na wpisanie symbolu podstawy opłaty przewozowej w przypadku, gdy nie wszystkie kupony biletu dotyczą przewozu liniami wystawcy biletu. W końcu, w wierszu tym wpisuje się daty określające ważność biletu w czasie: „not valid before” („ważny od”) i „not valid after” („ważny do”). Przy planowaniu miejsca na zapisy w tym wierszu uwzględniono rezerwę na rozwój symboli przewoźników i numerów lotu.

#### Czwarty wiersz

W tym wierszu wpisywane będzie miejsce przeznaczenia oraz niezbędne dane dotyczące odprawy bagażu w tym informacje o następnych (najbliższych) połącze-

#### 8. Zapisy w pierwszym wierszu kuponu biletowego (na tym rysunku i na następnych wierszach omawiany w tekście pod rysunkiem jest zacieniony)

#### Pierwszy wiersz

Pierwszy wiersz umieszczony został między dwoma liniami, aby zapis zwracał na siebie uwagę posiadacza biletu. Wiersz ten zawiera nazwisko i imię pasażera, określenie rodzaju kuponu (łącznie z jego numerem) oraz informacje umieszczone przez wystawcę biletu łącznie z symbolem podróży, o ile jest używany).

#### 9. Zapisy w drugim wierszu kuponu biletowego

#### Drugi wiersz

W tym wierszu drukowane będzie tylko słowo „NOT” („NIE”) i to tylko na kuponie przeznaczonym wyłącznie dla pasażera. Chodzi o to, aby uzupełnić pierwszy człon tego wiersza do brzmienia „NOT GOOD FOR PASSAGE” („NIEWAŻNY NA PRZELOT”), ponieważ, w przeciwieństwie do wszystkich innych kuponów tego samego biletu, kupon pasażerski nie uprawnia do przelotu na żadnym odcinku trasy i jest on, jak już wspomniano, tylko „kopia” przeznaczoną dla pasażera. Pozostałe w drugim wierszu miejsce wykorzystane jest na druk nagłówków objaśniających zapisy podawane w trzecim wierszu.

#### Trzeci wiersz

Jest to pierwszy wiersz przeznaczony do zapisywania informacji określających lot. W wierszu tym wpisuje się miejsce odlotu, symbol przewoźnika, numer lotu, klasę obsługi, datę lotu, czas odlotu (podawany w układzie 12-godzinnym ze skrótem wskazówki „a.m.” lub

#### 11. Zapisy w czwartym wierszu kuponu biletowego

niach. Strzałka umieszczona w tym wierszu ma na celu zwrócenie uwagi personelu obsługi na bagaż (o ile pasażer go posiada) oraz na informację o transporcie\*. W przykładzie podanym na rys. 11 pasażer został odprawiony w Chicago na lot do Nowego Jorku, gdzie ma bezpośrednie połączenie do Hartford, a w Hartford — bezpośrednie połączenie do Bostonu. Jeżeli potrzebne są dodatkowe transfery, to po oznaczeniach połączeń powinno być umieszczone słowo „more” jako sygnał dla personelu obsługi, aby odpowiednio odprawił pasażera i jego bagaż.

#### Wiersze: od piątego do dziesiątego

Ten fragment biletu uległ największym zmianom w stosunku do biletu stosowanego obecnie. Z wyjątkiem niewielkiego pola przewidzianego na umieszczenie da-

\* transfer — ogólnie przyjęte określenie przemieszczenia pasażera i (lub) bagażu znajdującego się w transzycie z miejsca ostatniego lądowania na miejsce następnego startu. W praktyce: przewóz lub przeprowadzenie pasażera i przewóz lub przeniesienie bagażu między dwoma lotniskami obsługującymi to samo miasto, między dwoma częściami tego samego lotniska albo na trasie lotnisko-miasto-lotnisko, bądź też, w najprostszym przypadku, przesiadka pasażera (i przeniesienie bagażu) z samolotu do samolotu bez zmiany dworca lotniczego. Również: przewóz pasażera i bagażu z lotniska do miasta albo odwrotnie (przyp. autora).

## **Normalizacja dokumentów przewozowych dla potrzeb automatyzacji (działalność Grupy TF)**

### **Metodyka prac**

Do opracowania szczegółowych charakterystyk dokumentów przewozowych i karty kredytowej powołana została specjalna grupa — grupa TF. Osiągnięcie porozumienia co do standaryzacji dokumentów będących w obrocie między przewoźnikami jest podstawową przesłanką, której realizacja umożliwi poszczególnym przewoźnikom nadanie z wyposażeniem w sprzęt i z innymi elementami prowadzącymi do uruchomienia automatycznego systemu obsługi i rachunkowości wpływów. Bazą dla grupy TF był ustanowiony przez pięć zespołów roboczych inwentarz informacji potrzebnych zarówno dla zautomatyzowanego, jak i dla nie zautomatyzowanego systemu obsługi.

Grupa przede wszystkim określiła cel, zakres i metodę swej pracy, a następnie ustaliła jakie dziedziny wymagają przeanalizowania, ustanowiła charakterystyki dokumentów i w końcu przedstawiła propozycje co do programu dalszych prac.

Jako cel prac ustalono:

- 1) ustanowienie charakterystyk dokumentów (biletu, karty kredytowej i przywieszki bagażowej) mających podstawowe znaczenie dla sprawnego ruchu pasażerów i ich bagażu,
- 2) zaproponowanie tych charakterystyk, które muszą być uzgodnione już obecnie w celu umożliwienia poszczególnym przewoźnikom niezwłocznego rozpoczęcia prac nad programowaniem i przygotowaniem sprzętu,
- 3) określenie charakterystyk, które nie odgrywają obecnie krytycznej roli, ale będą potrzebne w późniejszym okresie,
- 4) zaproponowanie metody ostatecznego uzgodnienia i zatwierdzenia wszystkich dokumentów będących w obrocie między przewoźnikami,
- 5) rozważenie potrzeby praktycznego wypróbowania dokumentów wykonanych zgodnie z zalecanymi ich charakterystykami.

Do zakresu badań grupy TF włączono formę biletu IATA/ATA (tj. biletu znormalizowanego i uznawanego w obrocie między przewoźnikami zrzeszonymi w obu tych organizacjach) oraz wymagania jakie musi on spełniać, aby mógł być czytany tak wzrokowo, jak i maszynowo. Powyższe dotyczy także karty kredytowej i przywieszki bagażowej.

Przyjęto następującą metodę pracy:

- 1) określenie stref decyzji,
- 2) ustanowienie celów w każdej strefie decyzji,
- 3) zebranie i ocena potrzebnych informacji,
- 4) opracowanie alternatywnych rozwiązań,
- 5) wybór wariantu najlepiej spełniającego zadania.

### **Ustalenia dotyczące biletu**

Pierwszym krokiem była analiza elementów biletu. Ustalono liczbę znaków graficznych, które muszą być zakodowane, jak również ich rozkład na pasku magnetycznym umieszczonym na odwrocie biletu (każdego kuponu).

Postanowiono, że rozkład danych będzie polegał na ich zgrupowaniu w czterech następujących strefach informacji:

- 1) określenie lotu,
- 2) waluta i płatność,
- 3) odprawa bagażu,
- 4) statystyka.

Łączną liczbę znaków w zakodowanych informacjach określono na 189, co uwzględnia już zapas na wzrost potrzeb w zakresie symboli miast, symboli przewoźników i numerów lotu.

Następnym krokiem było rozważenie gęstości bitów na pasku magnetycznym, tj. liczby znaków dwójkowych przypadającej na jeden cal. Pod uwagę brano zarówno dużą gęstość (250 bitów na 1 cal), jak i małą gęstość (50 bitów na 1 cal). Rozważono zalety każdego z tych wariantów korzystając z ocen przedłożonych przez kompetentne firmy.

W przypadku zastosowania dużej gęstości bitów potrzebny byłby jeden pasek magnetyczny o szerokości 48 mm (3/16 cala), a użycie małej gęstości wymagałoby czterech takich pasków. Dla dokonania wyboru rozważono wiele czynników takich jak: koszt, jakość, problemy sprawdzania (kontroli), niezawodność, wymagania sprzętowe, kwestia drukowania na pierwszej stronie biletu „naprzeciwko” paska magnetycznego oraz powierzchnia potrzebna dla czterech pasków i dla jednego.

Postanowiono przyjąć jeden pasek magnetyczny, kodowany z gęstością wynoszącą co najmniej 210 bitów na 1 cal, z tym że zalecono przeprowadzenie praktycznych prób eksploatacyjnych dla upewnienia się, że zalecana gęstość zapewnia odpowiedni poziom niezawodności w działaniu.

Następnie określono technikę kodowania. W rozwiązaniu tego problemu o wybitnie technicznej naturze pomogły zgodne wnioski dwóch konsultantów. Zalecono przyjęcie techniki znanej jako „Dual Frequency Coherent Phase Recording”.

Ponadto podjęto decyzję co do dwóch dalszych kwestii, a mianowicie co do rozkładu zakodowanych znaków oraz co do zabezpieczenia przed powstawaniem błędów w związku z kodowaniem.

W zakresie dotyczącym pierwszej strony biletu (wizualnej) ustalono co następuje:

- 1) nadruki wykonywane na bilecie przy jego wystawianiu muszą być tak rozmieszczone, aby omijały obszar wyznaczony przez pasek magnetyczny znajdujący się na odwrocie,
- 2) na bilecie muszą znajdować się jasne i zwarte wskazówki dla pasażera, dotyczące sposobu korzystania przez niego z biletu,
- 3) dane na bilecie powinny być rozmieszczone w logicznym porządku, z wyróżnieniem tych danych, których większość pasażerów będzie potrzebowała w porcie lotniczym,
- 4) w maksymalnym stopniu zachowane być muszą możliwości optycznego czytania i stosowania systemu kart dziurkowanych,
- 5) bilet powinien spełniać wymagania nie zautomatyzowanego systemu obsługi oraz odpowiadać przyszłościowym potrzebom.

nych o opłacie za przewóz większa część powierzchni tych wierszy będzie używana do swobodnego, nieskrępowanego rubrykami lub w inny sposób umieszczania zapisów zawierających: pełny przebieg trasy (routing) oraz pełną informację o konstrukcji opłaty przewozowej z podaniem takich elementów konstrukcyjnych, przewidzianych w obecnych przepisach taryfowych, jak



12. Zapisy w wierszach od piątego do dziesiątego (z wyjątkiem zapisów dotyczących wysokości opłaty przewozowej)

punkty — miasta fikcyjne (hidden cities), punkty poza miejscem przeznaczenia (points beyond) itp. Odpowiednie symbole oznaczające miejsce początku podróży, przewoźnika, podstawy opłat oraz miejsce przeznaczenia odnośnie każdego punktu konstrukcyjnego opłaty będą drukowane jeden za drugim, bezpośrednio po sobie, aż do zapisania wszystkich danych. Jeżeli w przypadku długiej skomplikowanej podróży powierzchnia przewidziana na powyższe informacje okaże się za małą, to wówczas EMC:

- sformuje tyle danych ile zmieści się na kuponie pasażerskim i wydrukuje je także na tych kuponach „przelotowych”, których te dane dotyczą,
- następnie zapisze resztę danych na **drugim** kuponie pasażerskim dodanym w tym celu i również powtórzy je na **odpowiednich** kuponach „przelotowych”.

Automaty biletowe mogą drukować również rozmaite inne dokumenty, takie jak bilety na nadwyżki bagażowe, zlecenia na różne usługi (MCO — Miscellaneous Charge Orders), bony na taksówkę lub posiłek itp. W związku z tym pole przewidziane w bilecie na informacje o przebiegu trasy i konstrukcji opłat będzie także używane do umieszczenia w nim zapisów dotyczących wspomnianych spraw. W bilecie nie przewidziano zapisów odnoszących się do liczby sztuk i ciężaru bagażu, przewidując, że międzynarodowy nakaz rejestracji tych danych w bilecie będzie zniesiony. Jeżeli to nie nastąpi, to w programie układu biletowego można będzie umieścić zadanie drukowania odpowiednich nagłówek i danych.

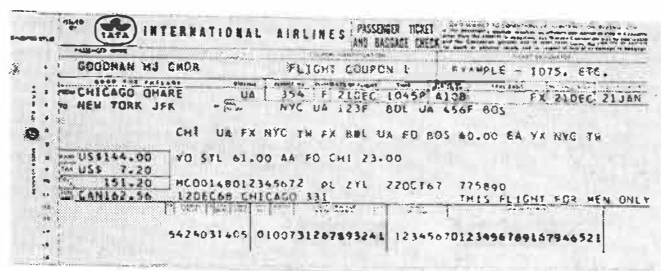


13. Zapis w ósmym wierszu kuponu biletowego (opłata przewozowa)

Ósmy wiersz

W ramce, pod miejscem przeznaczenia i na lewo od zapisów dotyczących trasy i danych o konstrukcji opłaty, zapisywana będzie sumaryczna opłata przewozowa.

Przed nią musi być umieszczona nazwa waluty w przykładzie na rys. 13 — dolary USA. Nazwa ta może być wcześniej wydrukowana na blankietach kuponów lub wpisywana przez drukarkę przy wystawianiu biletu.



14. Zapis w dziewiątym wierszu kuponu biletowego (podatek)

Dziewiąty wiersz

W tym wierszu wpisuje się tylko podatek.



15. Zapis w dziesiątym wierszu kuponu biletowego

Dziesiąty wiersz

W lewej, obramowanej części dziesiątego wiersza wpisuje się łączną sumę opłaty przewozowej i podatku. Następnie, poza ramką, umieszczany będzie zapis informujący o sposobie uiszczenia należności za bilet, jeżeli nie była ona opłacona gotówką. W przykładzie przedstawionym na rys. 15 do opłacenia należności użyto MCO. Stąd w wierszu dziesiątym poza ramką wpisany jest symbol wystawcy oraz data i miejsce wystawienia MCO.



16. Zapis w jedenastym wierszu kuponu biletowego

Jedenasty wiersz

Pod ramką wpisywany ma być ekwiwalent łącznej sumy wyrażony w walucie, w której uiszczona jest należność za bilet. W przykładzie na rys. 16 wpisano kodem IATA sumę 162,56 dolarów kanadyjskich jako ekwiwalent wyżej wydrukowanej sumy 151,20 dolarów USA, w których kalkulowana (konstruowana) była opłata.

W dalszym ciągu wiersza wpisuje się także datę wystawienia biletu dzień-miesiąc-rok, a następnie nazwę miejscowości, w której wystawiono bilet. Jeżeli będzie to wymagane, można będzie wpisać również symbol

identyfikacyjny wystawcy biletu pracownika, agenta lub tp. Pozostała część wiersza będzie wykorzystywana do wpisywania ewentualnych ograniczeń lub zastrzeżeń, np. takich jak w przykładzie na rys. 16 napis „THIS FLIGHT FOR MEN ONLY”, — „lot tylko dla mężczyzn”, lub „NON ENDORSABLE” — bilet jest nieważny na linii innego przewoźnika niż wskazany w biliecie itp.



17. Zapis w dwunastym wierszu („optycznym”) kuponu biletowego

### Dwunasty wiersz - „optyczny”

Dla zaspokojenia potrzeb każdego przewoźnika w zakresie rachunkowości wpływów nad dolną krawędzią biletu zarezerwowano miejsce na informacje przeznaczone do optycznego ich czytania za pomocą OCR.

Jest to dwunasty wiersz biletu nazwany wierszem optycznym. Zgodnie z sugestią grupy TF określenie układu tego wiersza i kroju czcionek powierzono Podkomitetowi Przetwarzania Danych ATA i przedstawicielom podobnego podkomitetu IATA. W tym właśnie trybie ustalono krój czcionek przedstawiony na rys. 18. Jest to krój znormalizowany dla potrzeb systemu OCR. Został on także zatwierdzony przez ISO. Zaproponowano również, aby ten sam krój czcionek był stosowany do drukowania wszystkich pozostałych zapisów w biliecie.

Co do omawianego wiersza, to należy ponadto zauważyć, że takie dane jak numer biletu i forma płatności



18. Krój czcionek przyjęty do wypełnienia biletu

podawane są tylko w tym wierszu, przy czym mogą być one czytane zarówno wzrokowo, jak i maszynowo. W związku z tym nie powinno być potrzeby dublowania tych danych w jakimkolwiek innym miejscu biletu. Pozostałe dane zawarte w dwunastym wierszu są podstawą do opracowania rachunków wystawianych wzajemnie między przewoźnikami oraz do ograniczonej sprawozdawczości dla kierownictwa.

Stosowany dotąd dla potrzeb optycznego czytania system numeryczny ma być zastąpiony pojemniejszym systemem alfanumerycznym.

Dla zilustrowania możliwości automatyzacyjnych uwzględnionych w projekcie biletu należy pokreślić, że: — numer biletu będzie formowany przez EMC. Eliminuje to potrzebę wcześniejszego numerowania zapasu biletów,



19. Zapis numeru biletu i sposobu płatności

— kupon biletowy może być obrabiany maszynowo, za pomocą urządzeń czytających na zasadzie magnetycznej lub optycznej, w celu przetworzenia danych dla potrzeb związanych ze sprzedażą.

W ten sposób powstaje możliwość wykonywania wielu zadań w dziedzinie ewidencji drogą ustanowienia łączności typu maszyny-maszyna.



20. Kupon pasażerski

### Kupon pasażerski

Kupon przeznaczony wyłącznie dla pasażera będzie identyczny jak kupony przelotowe z trzema następującymi wyjątkami:

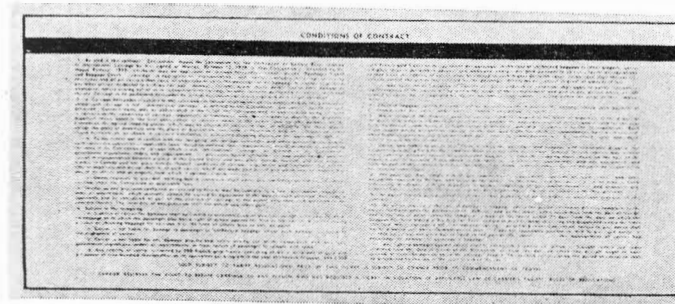
- 1) w pierwszym wierszu określenie kuponu będzie brzmiało „PASSENGER COUPON” („KUPON DLA PASAŻERA”) zamiast „FLIGHT COUPON”, a w przypadku gdy wystawiony będzie więcej niż jeden kupon pasażerski (zob. omówienie wiersza 5 i następných) podany będzie ponadto kolejny numer kuponu,
- 2) w drugim wierszu wydrukowane będzie słowo „NOT” (zob. omówienie drugiego wiersza),
- 3) określenie odcinka będzie unieważnione przez nadrukowanie w wierszu 2 i 3, w obszarze przewidzianym dla wpisywania miejsca startu i lądowania („FROM...” — „TO...”), napisu „NOT GOOD FOR PAS-SAGE”.

Należy zauważyć, że kupon ten będzie zawierał kompletny przebieg trasy i konstrukcję opłaty przewozowej, ale bez numerów poszczególnych lotów i dat odlotów. Na koniec, kilka uwag o fizycznej charakterystyce biletu i paska magnetycznego.

Grupa TF rozpatrzyła wszystkie możliwe do przewidzenia problemy dotyczące biletu związane z uszkodzeniem, „współpracą” papieru i paska magnetycznego, zmianami temperatury i wilgotności, wpływem elektro-nicznych urządzeń, bezpieczeństwem (łącznie z kwestią fałszowania biletu), kosztami, dopuszczalnym okresem przechowywania itp.

Przy pomocy specjalistów z przedsiębiorstw lotniczych, włącznie z przedstawicielami służb zaopatrzenia i sprzedaży kompetentnych w tych kwestiach, opracowano podstawowe warunki techniczne dla biletu. Pasek magnetyczny został zlokalizowany w sposób uwzględniający niezawodność funkcjonowania oraz mo-

żliwość maksymalnego zadrukowania obu stron biletu. Umiejscowiono go mianowicie wzdłuż górnej krawędzi kuponu, w odległości około 6 mm od niej (rys. 21). Dla paska również opracowano odpowiednie warunki techniczne.



21. Druga strona kuponu „automatycznego” biletu (na odwrotnej stronie kuponu zawierającego wydrukowany wyciąg z warunków przewozowych pokazano lokalizację paska magnetycznego)

#### Ustalenia dotyczące karty kredytowej

W tej kwestii, podobnie jak to miało miejsce przy opracowywaniu biletu, przede wszystkim przystąpiono do prac nad określeniem liczby znaków, jaka będzie kodowana, oraz sposobu ich rozmieszczenia na pasku magnetycznym. Chodziło przy tym o to, aby uwzględnić wszystkie niezbędne informacje za pomocą jak najmniejszej liczby znaków.

Łączna liczba znaków nie została do ubiegłego roku ustalona. Wstępnie zdecydowano, że musi ona pozwolić zapisać określenie organizacji — wystawcy karty różne ograniczenia jej stosowania, numer konta i numer karty oraz nazwisko posiadacza, to jest takie dane, jakie przedstawione są wizualnie na rys. 22, lecz w nieco innym porządku. Uzyskano także postulaty zainteresowanych w sprawie nadania karcie cech zabezpieczających przed oszustwami.

Prawdopodobnie wszystkie wyżej wymienione dane zostaną zakodowane na pasku magnetycznym, ale istnieje również alternatywa przewidująca zakodowanie tożsamości właściciela karty w ukrytym miejscu na tym dokumencie, co uniemożliwiłoby powinno zmianę tego zapisu. Podobnie jak dla biletu określono dla karty kredytowej gęstość bitów na pasku magnetycznym i inne warunki techniczne. Między innymi ustalono, że dane wizualne będą na karcie wytłaczane, a nie drukowane.

#### Ustalenia dotyczące przywieszki bagażowej

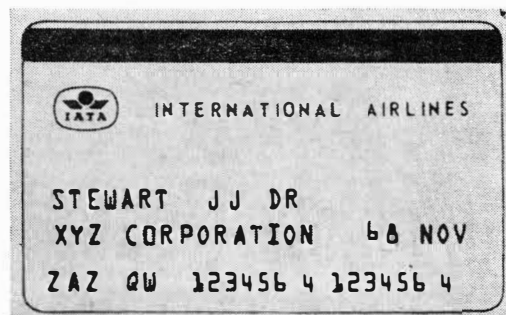
Ta pozornie drobna sprawa, będąca od wielu lat utrapieniem w praktyce przewozowej, musi być również rozwiązana, aby planowany system automatycznej obsługi był kompletny. Prace na tym odcinku zostały jednak stosunkowo mało zaawansowane.

Podobnie, jak w omówionych wyżej sprawach biletowych, niezbędne jest określenie zakresu informacji wymaganych na przywieszce lub innym dokumencie bagażowym. Przy ustalaniu celów, jakie mają być osiągnięte w zakresie automatycznej obsługi bagażu, brano pod uwagę dobrze znany niektórym przewoźnikom system „Teletrans” \*.

Uzgodniono, że wymagania odnoszące się do przywieszki bagażowej muszą być tak sformułowane, aby przez ich realizację osiągnąć:

1) możliwość odczytania zapisu wszędzie (w skali światowej), w tym również w warunkach nie zautomatyzowanego systemu obsługi,

\* System ten charakteryzuje się napędem indukcyjnym poruszającym pojazd z prędkością 24–32 km/h. Inna nazwa tego systemu: Docutel baggage system.



22. „Automatyczna karta kredytowa

- 2) normalizację gęstości bitów, symboli transferów i nazw miast,
- 3) zapewnienie pasażerowi orientacji umożliwiającej szybkie i nieuciążliwe zgłoszenie reklamacji,
- 4) maksymalne możliwości poszukiwania bagażu w razie jego zaginięcia,
- 5) podstawę do udokumentowania identyfikacji przy reklamacjach,
- 6) spełnienie innych wymogów prawnych.

A oto pierwsze zalecenia grupy TF: dla umożliwienia właściwego postępowania z przywieszką bagażową będącą w obrocie między przewoźnikami musi ona zawierać zarówno wizualne, jak i zakodowane informacje obejmujące miejsce przeznaczenia bagażu, nazwę przewoźnika, numer lotu, numer identyfikacyjny bagażu, dane o pierwszym i następnym (drugim) połączeniu oraz alfanumeryczny symbol identyfikacyjny. Przed automatycznym systemem obsługi bagażu stawia się następujące cele eksploatacyjne:

- 1) 95% wszystkich bagażu obsługiwanych automatycznie musi być rozpoznane bezbłędnie,
- 2) pozostałe 5% bagażu musi być w sposób niezawodny i kwalifikowane jako błędnie rozpoznane i następnie zidentyfikowane zgodnie z zasadami postępowania ustalonymi dla takich wyjątkowych przypadków,
- 3) eksploatacja musi być możliwa w szerokim zakresie warunków lokalnych,
- 4) musi być możliwe wykorzystywanie w ramach systemu następujących urządzeń transportowych:
  - a) kodowanych palet,
  - b) przenośników taśmowych,
  - c) samotoków,
  - d) pojazdów,
- 5) maszynowe rozpoznawanie bagażu musi odbywać się przy prędkości przesuwania się bagażu wynoszącej 24 km/h (6,7 m/s) lub większej,
- 6) system musi spełnić wiele innych wymogów i celów, w tym musi sprostać ustalonym dla niego warunkom technicznym i zaspokoić wymagania związane z problematyką zaginięć, uszkodzeń i z działaniem czynników zewnętrznych.

W dalszym ciągu prac grupa TF zamierza rozstrzygnąć kwestie środków do kodowania przywieszek i urządzeń do ich czytania.

We wspomnianej na wstępie informacji, złożonej w roku 1968 na walnym zgromadzeniu IATA, W. J. Noonan tak mniej więcej ocenił sytuację w zakresie przygotowania kompleksowego automatycznego systemu obsługi:

- 1) ponieważ propozycje co do automatycznego biletu zostały uzgodnione, przewoźnicy mogą już przystąpić do rozmów z wytwórcami urządzeń oraz do przygotowania odpowiednich przedsięwzięć finansowych zmierzających do uruchomienia systemu automatycznego wystawiania biletów. Gdy system ten rozpocznie pracę, następnym krokiem będzie wprowadzenie automatycznego czytania danych, co doprowadzi z kolei do automatyzacji odprawy i kontroli załadunku,
- 2) uzgodniono, że kontynuowane będą prace mające na celu doprowadzenie do takiego samego zadowalającego stanu, do jakiego doprowadzono system biletowy, również innych elementów kompleksowego systemu, a mianowicie układu obliczania opłat przewozowych (FQ), problem kart kredytowych i przywieszek bagażowych oraz układu rachunkowości wpływów.

# Samoloty i śmigłowce na 28 Salonie Lotniczym w Paryżu

28 Salon Lotniczy w Paryżu posłużył autorowi artykułu za tło do przedstawienia ważniejszych kierunków rozwoju lotnictwa w dziedzinie naddźwiękowych samolotów pasażerskich, autobusów powietrznych, odrzutowych samolotów służbowych, samolotów transportowych, wielozadaniowych, szkolnych, szkolno-treningowych i treningowo-bojowych, samolotów bojowych, samolotów VTOL oraz śmigłowców.

28 Salon Lotniczy w Paryżu odbywał się w dniach od 30 maja do 8 czerwca 1969 r. Pierwszy odbył się w 1909 r., a więc podczas 28 salonu obchodzone sześćdziesięciolecie paryskich wystaw lotniczych.

Mimo jednak reklamowania salonu jako jubileuszowego, mimo że był on rekordowy, jeśli chodzi o liczbę wystawców, która przekroczyła 600, nie przyniósł on rewelacji. Dominowały samoloty produkowane lub wypróbowane i dojrzałe do produkcji. Większość też wystawionych samolotów znana była już z poprzednich wystaw lotniczych.

Charakterystyczna była przewaga ekspozycji francuskiego przemysłu lotniczego, który w ostatnich latach dokonał dużego skoku naprzód. Zatrudnia on obecnie ok. 100 000 pracowników. Liczba ta wzrosła w ciągu ostatnich 9 lat o ok. 20 000 osób. Znaczna część zatrudnionych to pracownicy wysoko wykwalifikowani. Liczba inżynierów wynosi 12 738, techników 27 482\*. Wiele mówiące są również liczby dotyczące prac rozwojowych i budowy prototypów. Przy pracach tych zatrudnionych jest 15 000 pracowników, z czego 80% stanowią wysoko wykwalifikowani specjaliści. Wynika stąd, że ok. 30% personelu inżynieryjno-technicznego pracuje przy rozwoju nowych samolotów.

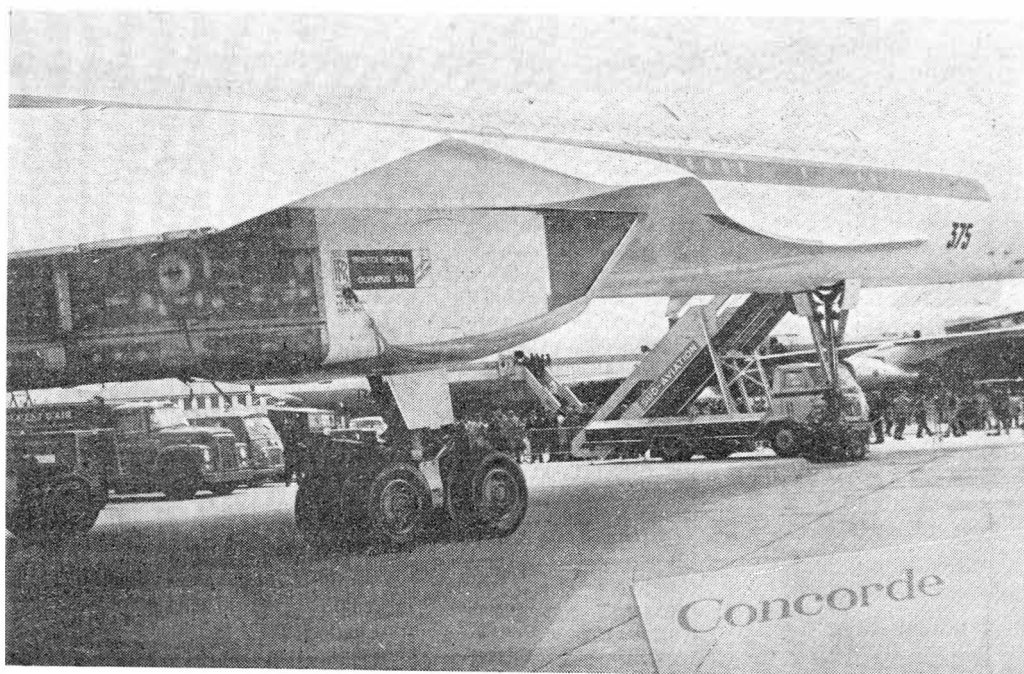
Centralnym punktem ekspozycji francuskiej był prototyp naddźwiękowego samolotu komunikacyjnego, opracowywanego wspólnie z przemysłem brytyjskim: Sud Aviation/BAC „Concorde”. Pokazano go nie tylko na ziemi i w locie (w powietrzu równocześnie obydwie prototypy — francuski i brytyjski), ale również demonstrowano na licznych stoiskach jego wyposażenie.

\* Dane liczbowe dotyczą 1 stycznia 1969 r.

Jedynym obecnie latającym konkurentem samolotu „Concorde”, radziecki samolot naddźwiękowy Tu-144, nie został pokazany na 28 salonie, ale na dwa tygodnie przed rozpoczęciem wystawy demonstrowano go w Moskwie przedstawicielom prasy. Równocześnie podano do wiadomości, że wszedł on do produkcji seryjnej (pierwsza seria ma liczyć 18 sztuk). Należy żałować, że brak było możliwości porównania tych dwóch czołowych osiągnięć techniki lotniczej — ogólna koncepcja aerodynamiczna obydwóch samolotów jest zbliżona, różni się natomiast w konkretnych rozwiązaniach konstrukcyjnych. Zgodnie z oceną perspektyw naddźwiękowych samolotów komunikacyjnych ogólne ich zapotrzebowanie na okres do końca następnego dziesięciolecia szacowane jest na ok. 700 sztuk. Należy tu zaznaczyć, że na świecie realizowane są obecnie trzy programy budowy naddźwiękowych samolotów komunikacyjnych — francuski, radziecki i amerykański, przy czym amerykański jest obecnie dopiero w stadium projektu.

Drugim nowym kierunkiem reprezentowanym przez jeden prototyp, kilka modeli i makiet były samoloty komunikacyjne o dużej pojemności. Prototypem tym był jedyny obecnie latający samolot o dużej pojemności — Boeing 747. Samolot ten jest przystosowany do transportu 374 pasażerów\*\*. Maksymalny ciężar startowy wersji B wynosi 350 000 kg. Demonstrowany prototyp, który przeleciał wprost z Seattle, przy starcie ważył 285 ton, z czego 125 ton przypadało na paliwo. Samolot pokonał drogę 8200 km w ciągu 9 godzin 8 minut. Zespół napędowy samolotu stanowią cztery silniki JT9D-3 o ciągu startowym 19 700 kg. JT9D-3 jest jednym z trzech demonstrowanych silników (w formie makiet) do samo-

\*\* Inne wersje układu kabiny przewidują 447 i 490 pasażerów.

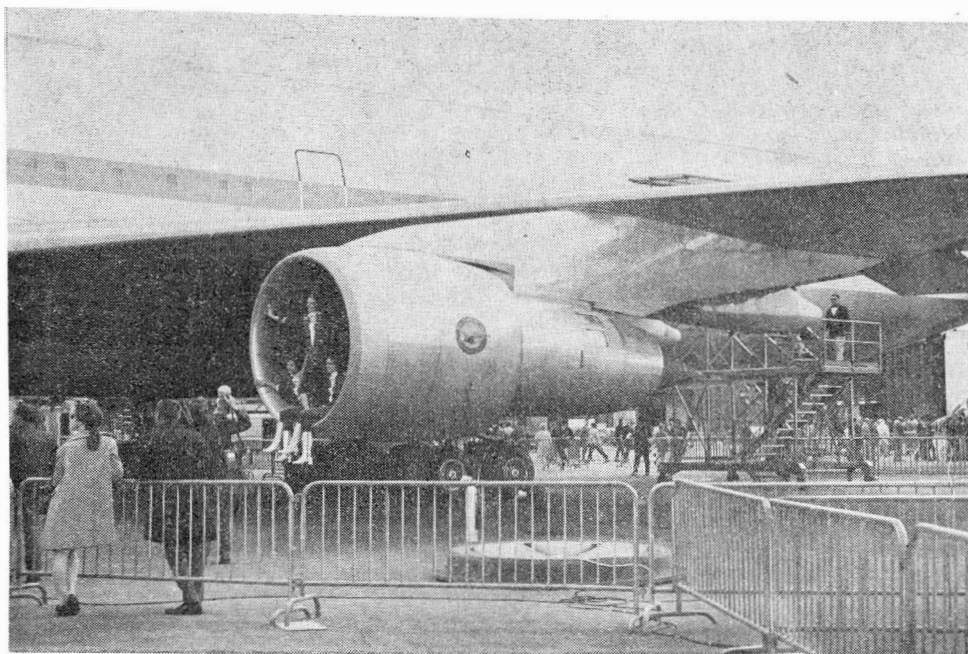


1. BAC — Sud Aviation „Concorde”. Zdjęcie wykonane od tyłu w kierunku przedniej krawędzi natarcia skrzydła pokazuje jej ukształtowanie

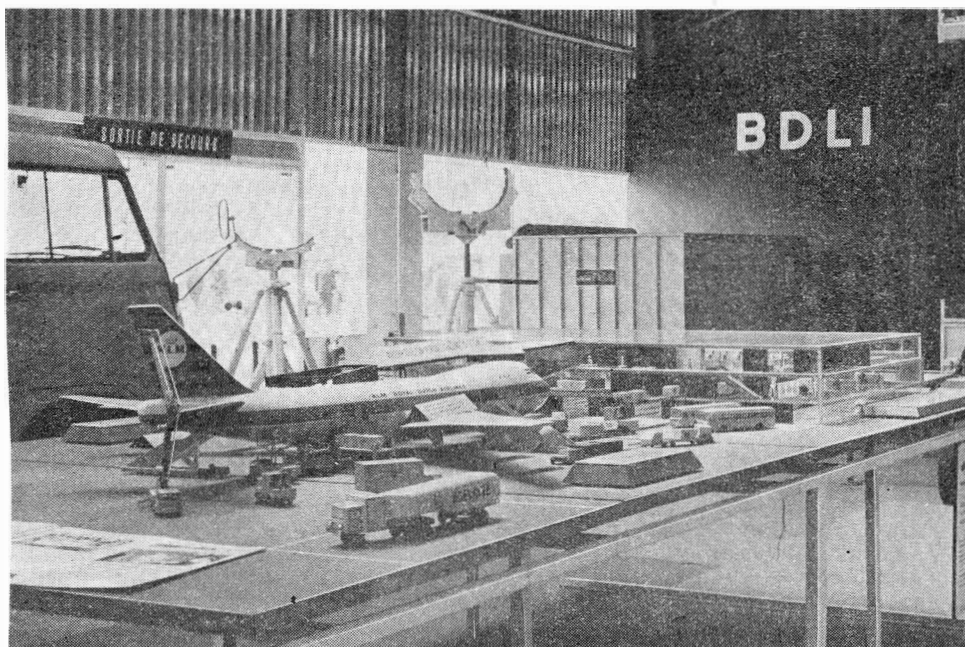
Fot. T. Królikiewicz



2. Gondola silnikowa samolotu Boeing 747  
Fot. T. Królikiewicz



3. Model systemu ładowania i obsługi samolotu Boeing 747  
Fot. T. Królikiewicz



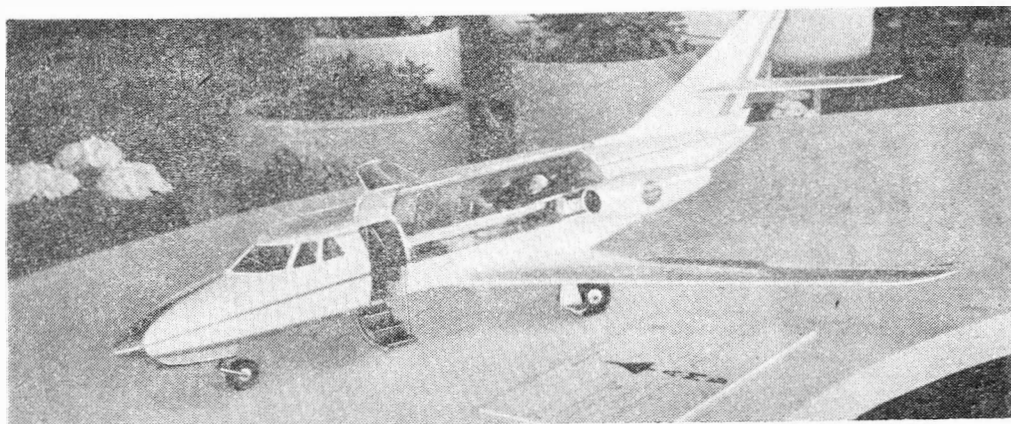
lotów transportowych o dużej pojemności. Do dwóch pozostałych należy silnik General Electric CF-6 o ciągu startowym 18 000 kG (wersja CF-6-6), który w wersji CF-6-50 ma wzrosnąć do 22 600 kG. Silnik ten wywodzi się z silnika wojskowego TF-39, który rozwija ciąg 18 645 kG i stanowi napęd samolotu transportowego Lockheed C-5A „Galaxy”. Silniki CF-6-6 mają stanowić napęd autobusu powietrznego McDonnell Douglas DC-10. Trzeci silnik to brytyjska konstrukcja Rolls-Royce RB.211-22 o ciągu 18 400 kG (wersja RB.211-56 ma rozwijać ciąg 23 800 kG). Silnik ten będzie napędem trzysilnikowego autobusu powietrznego Lockheed L-1011.

Wytwórnia Sud Aviation wystawiła modele oraz częściową makietę samolotu Airbus A-300B realizowanego na zasadzie zawartego porozumienia wspólnie z wytwórniami zachodnioniemieckimi. Ma to być dwusilnikowy, średniodystansowy samolot o dużej pojemności — dostosowany do transportu 252 pasażerów (w klasie turystycznej).

Początkowo w programie budowy samolotu miała uczestniczyć również W. Brytania, jednak wycofała się z niego i przemysł brytyjski ma zamiar realizować własny podobny program — samolot BAC.311, którego model i zarys przekroju kadłuba z szeregiem 8 foteli demonstrowany był na stoisku British Aircraft Corporation.

Zupełnie odrębną pozycję wśród samolotów o dużej pojemności zajmuje zasygnalizowany w postaci kompletnej makiety w skali 1 : 1 Marcel Dassault „Mercure”. Ma to być samolot przeznaczony wyłącznie na krótkie trasy i mogący transportować 116—155 pasażerów. Napęd mają stanowić dwa silniki dwuprzepływowe Pratt and Whitney JT8D o ciągu 6800 kG każdy, umieszczone pod skrzydłami. Dwa prototypy tego samolotu znajdują się w budowie.

Samolot Boeing 747, oraz modele i makiety samolotów komunikacyjnych o dużej pojemności zapowiadają rozwój tych konstrukcji i znaczny ich udział w komunika-



4. Model samolotu Dassault „Minifalcon”  
Fot. T. Królikiewicz



5. Samolot An-24T widoczny od tyłu. Kłapa — trap w trakcie zamykania. W gondoli silnikowej widoczny wylot pomocniczego, turbinowego silnika odrzutowego o ciągu ok. 900 kG  
Fot. T. Królikiewicz

cji lotniczej. Można tu przytoczyć przewidywania, w myśl których liczba autobusów powietrznych wyniesie w Europie za lat dziesięć dwieście kilkadziesiąt sztuk, a ich udział w pracy przewozowej — 50%. Ogólne zapotrzebowanie na autobusy powietrzne (łącznie dwu-, trzy- i czterosilnikowe) szacowane jest w nadchodzącym dziesięcioleciu na ok. 800 sztuk.

Na 28 salonie lotniczym rzucała się w oczy stosunkowo duża liczba typów odrzutowych samolotów służbowych (dyspozycyjnych). Zapotrzebowanie na ten rodzaj samolotów wykazuje stały wzrost i obecnie sięga (samoloty wyprodukowane i zamówione) 700 sztuk. Do wystawionych odrzutowych samolotów służbowych należały:

- Hawker Siddeley HS 125 Ser. 400 (W. Brytania — samolot zamówiony dotąd w liczbie ok. 200 szt.)
- Piaggio — Douglas PD-808 (Włochy)
- Learjet 25 (St. Zjednoczone)
- Hamburger Fl. Bau HFB-320 „Hansa” (NRF)
- Dassault „Fan Jet Falcon”-(Francja)
- Jak-40 (ZSRR).

Ten ostatni jest samolotem małej komunikacji, lecz wystawiony został również w wersji służbowej dostosowanej do transportu dwunastu osób, charakteryzującej się wysokim standardem wykończenia wnętrza, z kabiną podzieloną na dwie części, z których jedna stanowi sekretariat. Samolot napędzany jest trzema silnikami dwuprzepływowymi AI-25 o ciągu 1500 kG każdy.

Wymienione wyżej samoloty charakteryzują się dwusilnikowym zespołem napędowym (za wyjątkiem samolotu Jak-40), ciężarem startowym od ok. 7 T (Learjet 25)

do ok. 13,7 T (Jak-40). Cechą niektórych wystawionych samolotów była zmienna konfiguracja wnętrza, np. wewnątrz samolotu HFB-320 można zmieniać w ciągu poniżej jednej godziny i dostosowywać je do transportu 7 pasażerów (salonka), 12 pasażerów oraz do zadań interwencyjnego transportu.

O wzroście zapotrzebowania na sprzęt tego rodzaju świadczy również wystawienie makiet dwóch nowych lekkich samolotów tego typu: Dassault „Minifalcon” i Sud-Nord SN-600 „Corvette”. Te dwa francuskie samoloty mają ciężar startowy o ok. 50% mniejszy od samolotu „Fan Jet Falcon” (< 5600 kG).

W dziedzinie ciężkich i średnich samolotów transportowych wystawiono znany samolot radziecki An-22 w wersji seryjnej i produkowany już od szeregu lat Lockheed C-130 (w wersji ratowniczej). Pokazano poza tym trzy lekkie samoloty transportowe:

- An-24 T (ZSRR) — samolot ten jest modyfikacją znanego samolotu komunikacyjnego An-24. Dostosowany jest do przewożenia ładunku 5700 kG (zasięg samolotu przy ładunku 5000 kG wynosi 1300 km). Wyposażono go w kłapę zamykającą kadłub, która opuszczona do dołu staje się trampem załadunkowym lub też przesunięta do przodu umożliwia załadunek samolotu bezpośrednio z pojazdów.

- Hawker Siddeley „Andover” C.Mk 1 (W. Brytania) dostosowany do przenoszenia ładunku o maksymalnym ciężarze 7000 kG

- De Havilland of Canada DHC-5 „Buffalo” (Kanada) dostosowany do transportu ładunku o maksymalnym ciężarze 6200 kG.

*Dokończenie w następnym numerze*

# OPŁACALNOŚĆ PRZEWOZÓW LOTNICZYCH DALEKIEGO ZASIĘGU

Ogólna sytuacja ekonomiczna światowego transportu lotniczego mimo okresowych fluktuacji wykazuje stałą tendencję do poprawy, do czego przyczynia się malejący wskaźnik krytyczny wykorzystania ciężaru handlowego samolotów. Wyniki ekonomiczne zależą oczywiście od wielkości przedsiębiorstwa i od rejonu geograficznego. Obecna strefa eksploatacyjna PLL „Lot” charakteryzuje się najwyższym krytycznym wskaźnikiem wykorzystania ciężaru handlowego, co oznacza, że w tej strefie najtrudniej jest uzyskać rentowność przewozów lotniczych. W artykule przeanalizowano koszty jednostkowe — wpływające bezpośrednio na wyniki eksploatacyjne — w przewozach zagranicznych „Lotu” i porównano z przeciętnymi kosztami innych przedsiębiorstw lotniczych oraz omówiono jeden z projektów linii dalekiego zasięgu — linii atlantyckiej — i jej przewidywaną rentowność.

Efektywności ekonomicznej przewozów lotniczych dalekiego zasięgu nie można rozpatrywać w oderwaniu od całej ekonomicznej sytuacji transportu lotniczego. Tendencje obserwowane w całym lotnictwie komunikacyjnym muszą znajdować odbicie również na liniach dalekiego zasięgu. Większa efektywność jednych linii może być osiągnięta m.in. dzięki istnieniu innych mniej opłacalnych połączeń dowozowych. Szereg inwestycji jest wspólnych dla całego transportu lotniczego itd.

## Ekonomiczna sytuacja światowego transportu lotniczego

Nie istnieją opublikowane źródła pozwalające na porównywalną ocenę sytuacji transportu lotniczego we wszystkich krajach świata. Poniżej zostaną omówione ogólne dane ICAO i IATA.

Tablica 1

Wskaźnik	1957	1967	Zmiana w %
Praca przewozowa w mln tkm	9824	37 501	+ 282
Średni wpływ w dol. (USA) na 1 tkm	40,2	33,4	- 17
Ogółem wpływy w mln dol.	3950	12 515	+ 215
Wskaźnik wykorzystania ciężaru handlowego w %	58,6	52,5	- 10
Krytyczny wskaźnik wykorzystania ciężaru handlowego w %	59,5	47,9	- 19,5
Oferowana zdolność przewozowa w mln tkm	16 765	71 456	+ 326
Koszt oferowanego tkm w dol.	23,9	16,0	- 33
Ogółem koszty eksploatacyjne w mln dol.	3999	11 450	+ 186
Wynik eksploatacyjny w mln dol.	- 49	+ 1065	-
Wynik w stosunku do wpływów w %	- 1,2	+ 8,5	-
Suma aktywów w mln dol.	4160	15 627	+ 270
Wynik w stosunku do aktywów w %	- 1,0	+ 6,8	-

Wyniki podane w tablicy 1 obejmują przewozy regularnych przewoźników lotniczych na liniach krajowych i zagranicznych łącznie. W kosztach eksploatacyjnych nie uwzględniono oprocentowania kapitału ani podatków.

Jeśli chodzi o przewozy wykonywane przez przewoźników nieregularnych w państwach członkowskich ICAO,

ocenia się, że przyniosły one ok. 100 mln dol. w 1957 r. i ok. 600 mln dol. w 1967 r. Oznacza to znacznie szybszy wzrost (+ 500%) niż w przypadku wpływów przewoźników regularnych (+ 215%), niemniej jednak wpływy tych ostatnich są nadal jeszcze ok. 20 razy większe i decydują o ogólnych wynikach światowych.

Warto dodać, że w 1967 r. wartość wpływów z transportu lotniczego państw ICAO była równa ok. 7% wartości eksportu tych państw (w Polsce — tylko 0,55%) i ponad 10% wartości całkowitej produkcji przemysłowej, ocenianej przez ONZ. Była też zbliżona do wartości światowych obrotów turystycznych. Jeżeli uwzględnić wzrost wartości obrotów lotniczych wynoszący w omawianym okresie średnio 12,2% rocznie i większy od wzrostu obrotów międzynarodowych i światowej produkcji przemysłowej, zrozumiałe się staje coraz większe zainteresowanie państw rozwojem transportu lotniczego.

Istotne znaczenie dla kształtowania się ekonomii transportu lotniczego ma wskaźnik wykorzystania ciężaru handlowego samolotów. Wskaźnik ten wykazuje tendencję malejącą, bowiem wzrost oferowanej zdolności przewozowej jest szybszy niż wzrost wykonanych faktycznie przewozów. Jednocześnie jednak jeszcze wydatniej obniża się wskaźnik krytyczny oznaczający takie wykorzystanie ciężaru handlowego samolotów, przy jakim następuje pokrycie kosztów eksploatacyjnych przez wpływy. Dzięki temu zjawisku, wiążącemu się z omówioną dalej stałą obniżką kosztów eksploatacji samolotów, poprawia się rentowność transportu lotniczego. Jest to tym bardziej godne uwagi, że w transporcie tym obserwuje się stałą obniżkę przeciętnego poziomu taryf. W rzeczywistości średnie stawki taryf pasażerskich w okresie 1957—1967 obniżyły się o ok. 8%, stawki towarowe o 29%, a pocztowe o 43%. W tym samym okresie ceny detaliczne w świecie wzrosły o ok. 2%, a ceny frachtów morskich o ok. 40%.

Mimo poprawiającej się sytuacji, światowy transport lotniczy stale jeszcze znajduje się na granicy rentowności. Wyniki eksploatacyjne w okresie od 1951 do 1967 r. wahały się, jeżeli chodzi o przewozy regularnych przewoźników państw ICAO, w granicach od -2 do +10%, z ogólną tendencją do poprawy. W samych przewozach międzynarodowych wahania w tym okresie były jeszcze większe, w granicach od -7 do +8%, również z ogólną tendencją do poprawy.

Sytuacja różni się w zależności od kraju i przedsiębiorstwa. O ile przedsiębiorstwa większe wykazują na ogół

nadwyżki eksploatacyjne, o tyle w mniejszych przedsiębiorstwach wyniki są na ogół gorsze. Ocenia się, że np. w 1967 r., który przyniósł dla całości omawianych przewozów nadwyżkę w wysokości 6,8% aktywów kapitałnych, ponad połowa przedsiębiorstw lotniczych miała nadwyżki nie przekraczające 3% aktywów, a mniej więcej jedna czwarta wykazały stratę eksploatacyjną.

Faktyczny obraz rentowności transportu lotniczego przedstawiony wyżej jest jednak niepełny, gdyż przytoczone wyniki eksploatacyjne nie stanowią jeszcze rezultatu (zysku lub straty) netto. Ten ostatni może być obciążony kosztem obsługi kapitału, płatnościami na rzecz przedsiębiorstw pomocniczych, wreszcie podatkami, które łącznie mogą się kształtować na poziomie ok. 4% wpływów. Z drugiej strony — osiągnięty rezultat może być poprawiony dzięki pomocy świadczonej przez państwa krajowym przedsiębiorstwom lotniczym. Pomoc ta może się wyrażać w formie subwencji czy dotacji wypłacanych bezpośrednio przedsiębiorstwu, czasem zaś może mieć formę ukrytą (np. zwolnienie od opłat lotniskowych, finansowanie szkolenia personelu i in.). Pomoc taka może być uzasadniona bądź korzyściami pośrednio przynoszonymi przez transport lotniczy gospodarce narodowej, bądź też celowością rozwijania transportu lotniczego jako formy eksportu usług lub działalności antyimportowej, mającej na celu poprawę bilansu płatniczego państwa.

#### **Wyniki ekonomiczne eksploatacji przedsiębiorstw IATA i rentowności linii w zależności od rejonu geograficznego**

Większość pracy przewozowej ujętej w statystykach ICAO przypada na przedsiębiorstwa należące do IATA. Kierownictwo tej organizacji podniosło znów w ostatnich latach alarm z powodu niezadowalającej sytuacji światowego transportu lotniczego. Podkreślono zmniejszenie się nadwyżki eksploatacyjnej, która wyniosła 10,6% w 1965 r., w 1966 r. 9,5%, a w 1967 r. tylko 8,5% wartości wpływów. Równocześnie zysk netto, który wynosił 5,8% w 1965 r., w 1967 r. spadł do 4,5% wartości wpływów. Oficjalny pesymizm IATA, oparty na porównaniach wyników eksploatacyjnych, wydaje się jednak w świetle wieloletnich wyników przedwczesny.

Od oficjalnej sprawozdawczości należy odróżnić materiały stanowiące podstawę do opracowywania taryf, a także do ekonomicznego planowania działalności przedsiębiorstw. W tych materiałach przyjmuje się niekiedy narzut do faktycznych kosztów eksploatacyjnych wynoszący 17% tych kosztów z tytułu „obciążeń kapitału”, w czym mieszczą się odsetki i inne wydatki pozaeksploatacyjne, dopłaty do działalności przedsiębiorstw pomocniczych, podatek dochodowy, wzrost zainwestowanego kapitału itp. Jest to narzut znacznie większy od wynikającego z szacunków ICAO, co wiąże się niewątpliwie z dążeniem przedsiębiorstw do utrzymania stosunkowo wysokiego standardu rentowności i stworzenia ponadto pewnej rezerwy na pokrycie ryzyka eksploatacyjnego.

Przyjmując wspomniany umowny standard rentowności należałoby dojść do stwierdzenia (niezgodnego ze

Tablica 2

Obszar przewozów	Wskaźnik wykorzystania ciężaru handlowego w %	
	krytyczny 1970/71	rzeczywisty 1969/70
Europa — ruch wewnętrzny	61	54
Atlantyk Płn. i Środk.	60	52
Europa — Bl. Wschód	56	49
Atlantyk Płd.	53	54
Europa — Afryka Płd.	52	51
Europa — Dal. Wschód	51	47
Europa — Afryka Płn.	49	53

stanem faktycznym), że eksploatacja linii lotniczych jest z reguły nierentowna, gdyż rzadko kiedy zdarza się, ażeby nadwyżki eksploatacyjne sięgały 17% kosztów. Przy zastosowaniu omawianego standardu określania kosztów eksploatacji (podwyższonych o narzut 17%) do planowania przyszłej eksploatacji wyliczono np. dla 1970/71 r. następujące krytyczne wskaźniki wykorzystania ciężaru handlowego dla poszczególnych obszarów, mogących interesować m.in. „Lot”, które podano w tablicy 2, w zestawieniu ze wskaźnikami rzeczywistymi aktualnie szacowanymi dla 1969/70 r.

Jak z zestawienia wynika, gdyby standard przyjęty dla 1969/70 r. zastosować do wyników 1968/69 r. jedynie dla Atlantyku Płd. i na trasach z Europy do Afryki Płn. osiągniętooby czysty zysk, zaś we wszystkich pozostałych relacjach eksploatacja przyniosłaby straty. Jak wyżej podano, w rzeczywistości ogólna sytuacja przedstawia się znacznie lepiej.

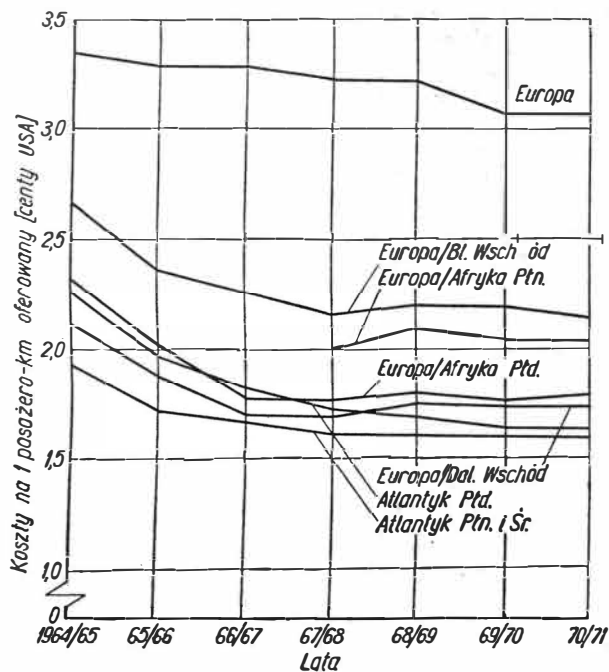
W przedstawionym zestawieniu istotna jest kolejność poszczególnych obszarów z punktu widzenia wysokości wskaźnika krytycznego. Okazuje się, że nasza obecna strefa eksploatacji ogranicza się w zasadzie do obszaru o najwyższym krytycznym wskaźniku i o największej (po Atlantyku Płn.) rozpiętości między wskaźnikiem krytycznym i osiągniętym w poprzednim roku niższym wskaźnikiem rzeczywistym. Oczywiście, trzeba być ostrożnym w wyciąganiu konkretnych wniosków co do kierunków rozwoju linii w oparciu o takie wskaźniki, gdyż o wyborze kierunków decyduje przede wszystkim wielkość dostępnego rynku, a pod tym względem kolejność obszarów jest w przypadku „Lotu” następująca: Europa, Atlantyk Płn., Bl. i Dal. Wschód, Afryka Płn., Atlantyk Płd. i na samym końcu Afryka Płd.

#### **Omówienie metody przyjętej do oceny opłacalności eksploatacji linii dalekiego zasięgu w warunkach Polski**

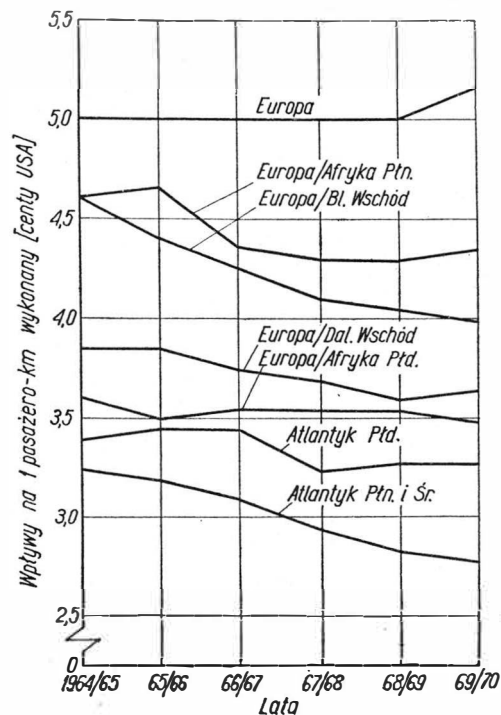
Z poprzednich danych wynika ogólne stwierdzenie, iż światowy transport lotniczy znajduje się w stadium powolnej poprawy rentowności, przy czym notuje się wahania w poszczególnych latach i w poszczególnych obszarach. Stwierdzenia te nie są jednak wystarczające do określenia rentowności eksploatacji linii danego państwa czy przedsiębiorstwa, to bowiem wymaga rachunku uwzględniającego lokalne warunki, charakterystykę rynku dostępnych przewozów, charakterystykę przedsiębiorstwa, jego sieci linii i sprzętu.

Rachunek jest trudniejszy w przypadku, gdy chodzi o linie dotychczas nie istniejące i o sprzęt dotychczas nie posiadany. W tym przypadku metodę można streścić w sposób następujący: określa się poziom i tendencje oraz wzajemne relacje wpływów i kosztów eksploatacji na liniach światowych w żądanych kierunkach. Zakłada się, że w razie uruchomienia linii dalekiego zasięgu w danym kierunku średnie wpływy na nich będą się kształtować na podobnym poziomie i podlegać będą tym samym zmianom. Gdy chodzi natomiast o koszty własne należy je oszacować stosownie do warunków danego przedsiębiorstwa i charakterystyki typów sprzętu. To z kolei pozwoli określić krytyczne współczynniki wykorzystania ciężaru handlowego dla danego przedsiębiorstwa i linii. Jeżeli koszt eksploatacji naszego sprzętu będzie niższy od przeciętnego występującego u konkurentów, odpowiednio niższy będzie wskaźnik krytyczny i lepsza nasza pozycja w konkurencji. Jeżeli się okazało, że nasze koszty kształtują się będą powyżej poziomu kosztów linii konkurencyjnych, odpowiednio wyższe będą też wskaźniki krytyczne i gorsza nasza pozycja w konkurencji. Ocena możliwego do uzyskania rzeczywistego wskaźnika wykorzystania ciężaru handlowego samolotów w zestawieniu ze wskaźnikiem krytycznym pozwoli określić, czy projektowana eksploatacja będzie rentowna, a wyliczenie efektów bieżącej eksploatacji posłuży ostatecznie za podstawę do określenia efektywności odnośnych nakładów inwestycyjnych i innych.

W okresie 15-lecia 1951—1966 statystyka ICAO wykazuje tendencję obniżki taryf lotniczych postępującej w ślad za obniżką kosztów jednostkowych. Średni wpływ na 1 tkm wykonany obniżył się z 46,9 do 33,5 centa, tj. o 28,6% (obniżka ok. 1,8% rocznie). Średni koszt 1 tkm wykonanego obniżył się w tym czasie z 49,0 do 30,8 centa, tj. o 37,1% (obniżka 2,2% rocznie). Obniżające się w tym okresie współczynniki wykorzystania zdolności przewozowej zredukowały częściowo wpływ obniżki



1. Wykres kosztów przypadających na pasażerokilometr oferowany w latach 1964—1970 wg sprawozdania komitetu kosztów IATA z 1969 r.



2. Wykres wpływów przypadających na pasażerokilometr wykonany (w klasie turystycznej) w latach 1964—1970 wg sprawozdania komitetu kosztów IATA z 1969 r.

kosztu jednostkowego 1 tkm oferowanego, która była szybsza niż w przypadku dwóch wyżej wymienionych wskaźników; koszt ten obniżył się w okresie 15-lecia z 30,9 na 17,5 centa, a więc o 43,7% (obniżka 2,5% rocznie).

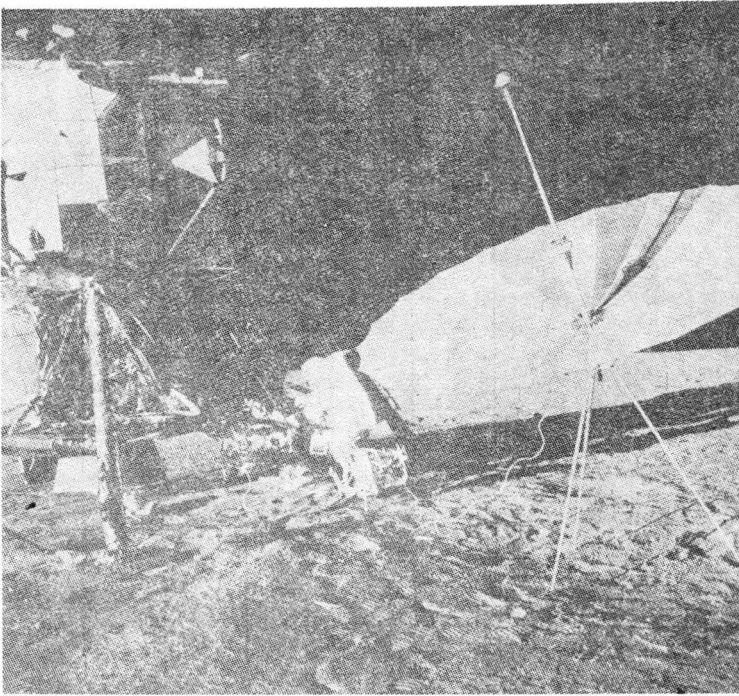
Wpływy i koszty liczone na 1 pasażerokilometr wykazują tendencje zniżkowe (rysunki 1 i 2), choć średnia taryfa pasażerska uległa pewnemu zwiększeniu w ostatnim roku.

Według prognoz ICAO z ostatnich lat przewiduje się utrzymanie obniżki zarówno średnich kosztów, jak i średnich wpływów na jednostkę oferowanej pracy przewozowej na poziomie ok. 2% rocznie aż do 1980 r. przy utrzymaniu się w zasadzie nie zmienionego współczynnika wykorzystania zdolności przewozowej, a w związku z tym — przy utrzymaniu w zasadzie nie zmienionych wskaźników rentowności.

W związku z powyższymi tendencjami można uprościć nieco dalsze rozważania i nie zajmować się już wpływami, które — jak należy przyjąć — będą stanowić pochodną kosztów eksploatacyjnych. Można też w dalszym ciągu skoncentrować uwagę na kosztach oferowanej pracy przewozowej, przy czym istotnym problemem będzie ustalenie, jak na tle ogólnej sytuacji przedstawiają się szacowane koszty własne naszego przedsiębiorstwa na liniach dalekiego zasięgu.

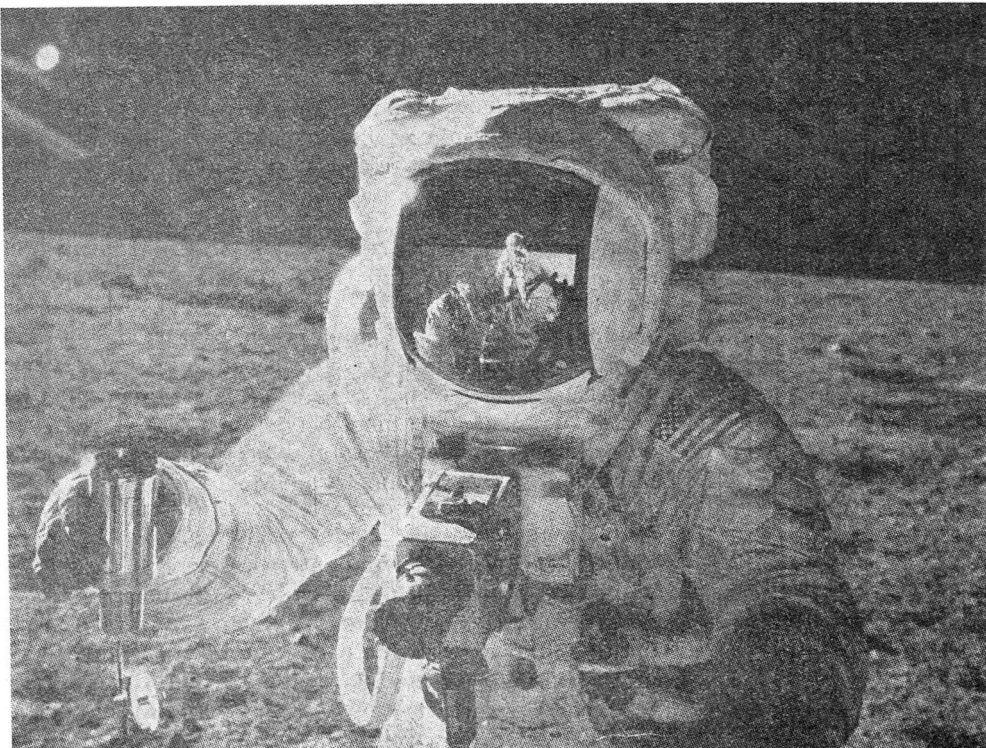
Jeżeli mogą wystąpić jakieś odchylenia w przyszłych tendencjach wzrostu wpływów i kosztów, to na podstawie dotychczasowej linii rozwojowej (i biorąc pod uwagę znaczne rezerwy we wskaźnikach wykorzystania ciężaru handlowego) można sądzić, że będą szły w kierunku zwiększenia nadwyżek wpływów nad kosztami, wobec czego przyjmując powyższe założenia znajdujemy się po bezpiecznej stronie.

# FOTOGRAFIE Z DRUGIEGO LUDZI



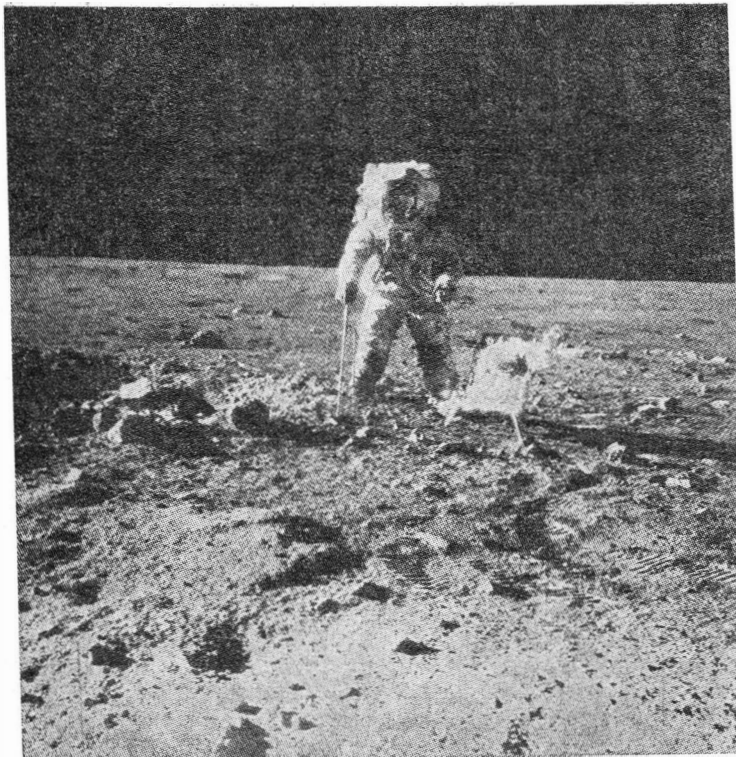
1. Lot ku Księżycowi statku „Apollo” 12 trwał o 8 godzin dłużej niż lot statków „Apollo” 8, 10 i 11. Spowodowane to zostało zmianą dotychczas stosowanego toru lotu na tzw. tor hybrydowy. Tor ten w przeciwieństwie do poprzednich nie pozwala na odlot od Księżyca bez uruchomienia silnika statku, ponieważ jego periselenium wypada w odległości od Księżyca wynoszącej tylko 108 km (periselenium poprzednich torów lotu było w odległości 3420 km). Tor hybrydowy został wybrany w celu umożliwienia startu przy dziennym świetle, zapewnienia możliwie najkorzystniejszego oświetlenia powierzchni Księżyca w czasie lądowania statku LM, zaoszczędzenia paliwa i umożliwienia wykorzystania 64 m anteny namiarowej ośrodka w Goldstone w Kalifornii w czasie lotu statku LM po torze zejścia i w czasie lądowania. Na nowy tor lotu można się było zdecydować dzięki niezawodności silników statku „Apollo” — LM: w przypadku zaistnienia nieprawidłowości lotu zarówno silnik napędowy statku „Apollo”, jak i silnik hamujący statku LM mógł wprowadzić statek na tor powrotny w kierunku Ziemi. Na tor hybrydowy astronauta wprowadzili statek „Apollo” 12 mniej więcej w połowie odległości między Ziemią a Księżycem, w czasie transmisji telewizyjnej.

Fotografia została zrobiona niedługo po lądowaniu na Księżycu Charlesa Conrada i Alana Beana. Jeden z astronautów wypakowuje z członu hamującego statku LM „Intrepid” zespół przyrządów ALSEP (Apollo Lunar Scientific Equipment Package). Na prawo widoczna jest już rozłożona i gotowa do pracy antena zakresu S do utrzymywania łączności z Ziemią (w czasie poprzedniej wyprawy antena taka nie była stosowana). Na statku LM znajduje się tabliczka z napisem „Apollo 12 November 1969” i z podpisami trzech astronautów. Również i tym razem astronauta zabrali ze sobą na Księżyc miniaturowe flagi 136 państw i 50 stanów USA, które przywieźli następnie z powrotem na Ziemię pozostawiając jedynie wetkniętą w powierzchnię Księżyca flagę Stanów Zjednoczonych.



2. Jeden z astronautów z pojemnikiem próbek gruntu księżycowego w prawej ręce. Na przegubie lewej ręki astronauta ma przymocowaną kartkę z wykazem czynności jakie ma wykonać. Na piersiach zamocowana jest kamera filmowa. W hełmie astronauty odbija się postać jego towarzysza, który wykonał zdjęcie.

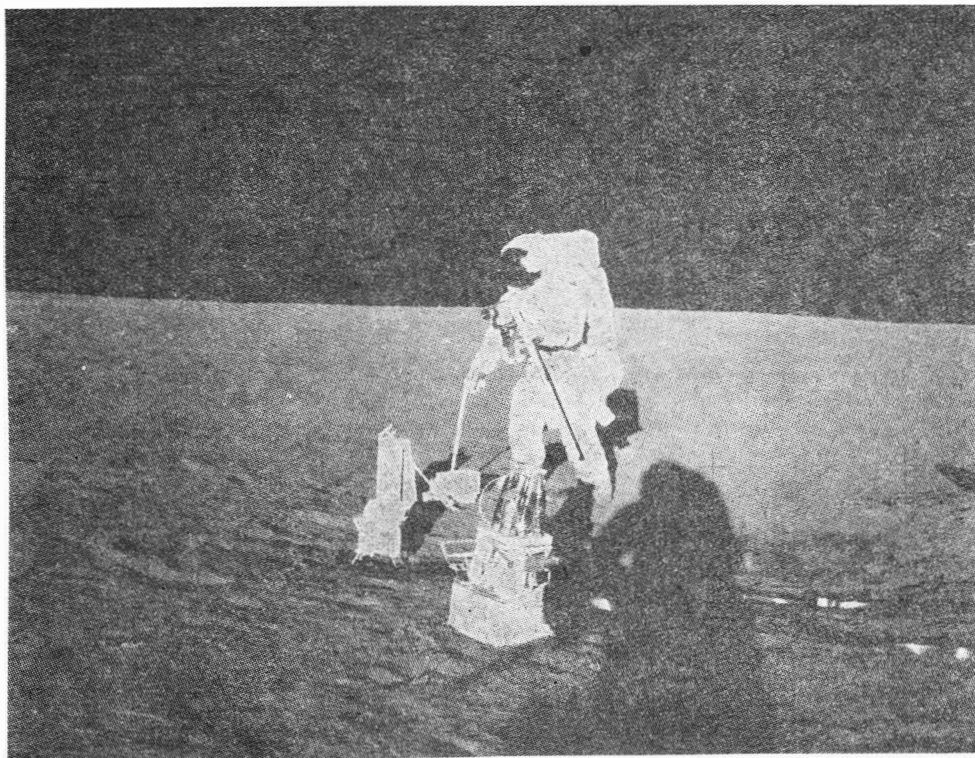
# POBYTU NA KSIĘŻYCU

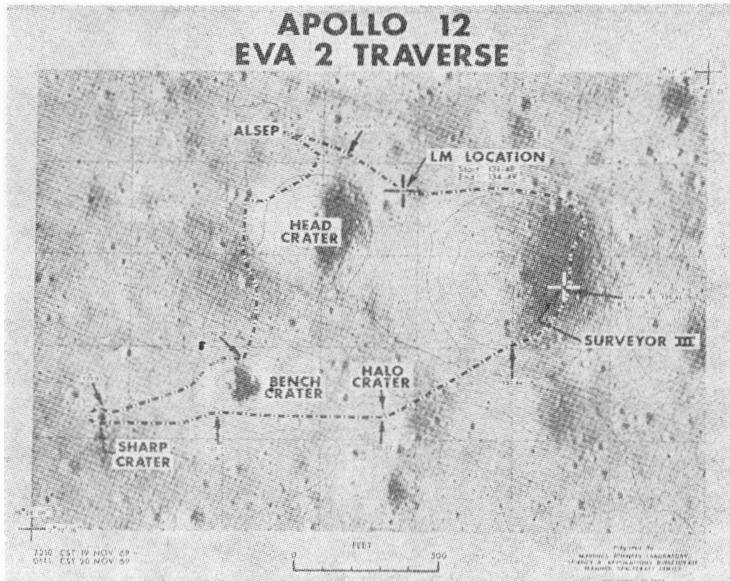


4. Obaj astronauci w czasie ustawiania przyrządów ALSEP. Przyrząd w środku, na lewo od cienia fotografującego astronauty, to magnetometr LSM (Lunar Surface Magnetometer), jeszcze nie przygotowany do pracy. Po zainstalowaniu wszystkich przyrządów pomiarowych (magnetometr, sejsmometr, rejestrator wiatru słonecznego i detektor jonosfery) oraz izotopowego źródła zasilania i centralnej stacji do przekazywania danych na Ziemię i odbierania z Ziemi poleceń, cały zespół został sprawdzony, przy czym sejsmometr zarejestrował i przesłał na Ziemię odgłosy kroków astronautów. Podczas drugiego pobytu na zewnątrz statku Conrad stoczył do pobliskiego krateru kamień, co również zostało zarejestrowane przez sejsmometr. Sejsmometr przesłał później na Ziemię drgania wywołane przez upadek na powierzchnię Księżyca członu startowego statku „Intrepid”. Człon startowy upadł w odległości ok. 74 km od miejsca lądowania astronautów, przy czym jego prędkość w chwili zderzenia z Księżycem wyniosła prawie 6000 km/h. Efekty wywołane upadkiem członu startowego stanowią zagadkę. Podczas gdy na Ziemi wstrząsy spowodowane podobną przyczyną trwałyby ok. 1 min., na Księżycu dopiero po 7 min. osiągnęły one maksimum, a zaniknęły po następnych 55 minutach. Wydawało się, jakby uderzenie wprowadziło w drgania warstwę księżycową z takiego materiału, że mogła ona wzmocnić energię sejsmiczną. Jedynym ziemskim materiałem, który zachowuje się w ten sposób jest kwarc. Określono, że człon startowy wyłobził w Księżycu bruzdę o długości 12 m i głębokości 0,5 m.

W czasie instalowania zespołu ALSEP astronautom utrudnił pracę pył księżycowy, który w miejscu lądowania statku „Intrepid” zalegał grubszą warstwą niż w miejscu lądowania statku „Eagle” z wyprawy „Apollo” 11. W związku z tym mają być analizowane możliwości zmniejszenia przyczepności pyłu do skafandrów, aby ograniczyć w ten sposób ilość pyłu wnoszonego do statku „Apollo”.

3. Astronauta przy czynności zbierania próbek gruntu księżycowego. W prawej ręce trzyma on przyrząd ALHT (Apollo Lunar Hand Tool), umożliwiający zbieranie próbek z powierzchni gruntu i robienie wycinków gruntu bez potrzeby schylania się, które utrudnia skafander usztywniony ciśnieniem tlenu. W czasie drugiego „spaceru” po Księżycu (EVA2 – Extra Vehicular Activity 2). Alanowi Beanowi, pracującemu przy sondzie „Surveyor” 3, udało się po raz pierwszy schylić tak głęboko, że dotknął ręką gruntu. Zrobił to w ten sposób, że trzymał się pasa mocującego tornister Conrada, dzięki czemu mógł przezwyciężyć opór stawiany przez skafander. Nie jest wykluczone, że metoda ta zostanie zastosowana w przyszłych wyprawach do zbierania próbek gruntu bez specjalnych przyrządów, co da pewne oszczędności czasowe. Conrad i Bean mogli zanurzać przyrząd ALHT w grunt na głębokość 40 cm, podczas gdy Armstrongowi i Aldrinowi udało się zagłębić go tylko na 15–20 cm.

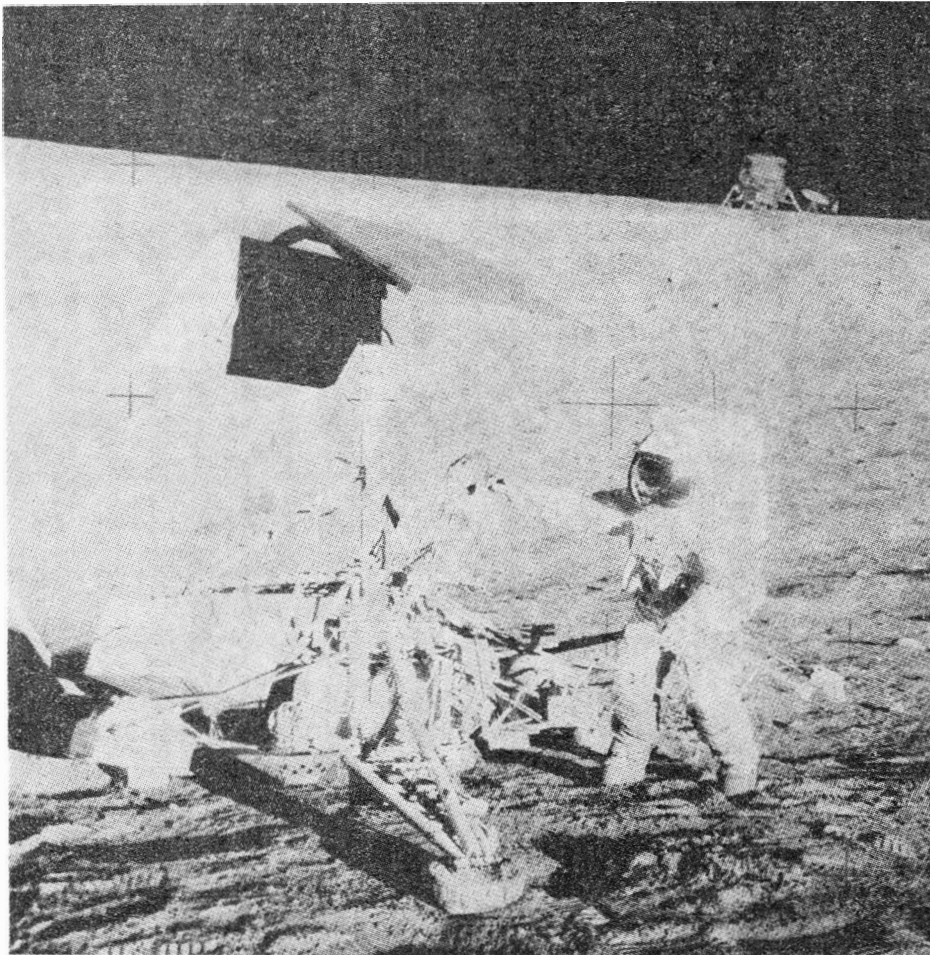




5. Marszruta astronautów w czasie drugiego „spaceru” po Księżycu EVA2 Conrada i Beana. Marszruta ta prowadzi do miejsca lądowania sondy „Surveyor” 3 i do miejsca ustawienia zespołu ALSEP, który został ponownie sprawdzony. W czasie „spaceru” astronauta zbierali również próbki gruntu. Po trzech godzinach pobytu poza statkiem u astronautów wystąpiły objawy zmęczenia, a mianowicie zmiana głosu i zwiększone wydzielanie ciepła odbieranego przez układ chłodzenia, które wyniosło 280 kcal/h, w porównaniu do 225 kcal/h w czasie EVA1. Cała trasa jaką przebyli astronauta wyniosła 1,6 km, a największa odległość od statku — 500 m.

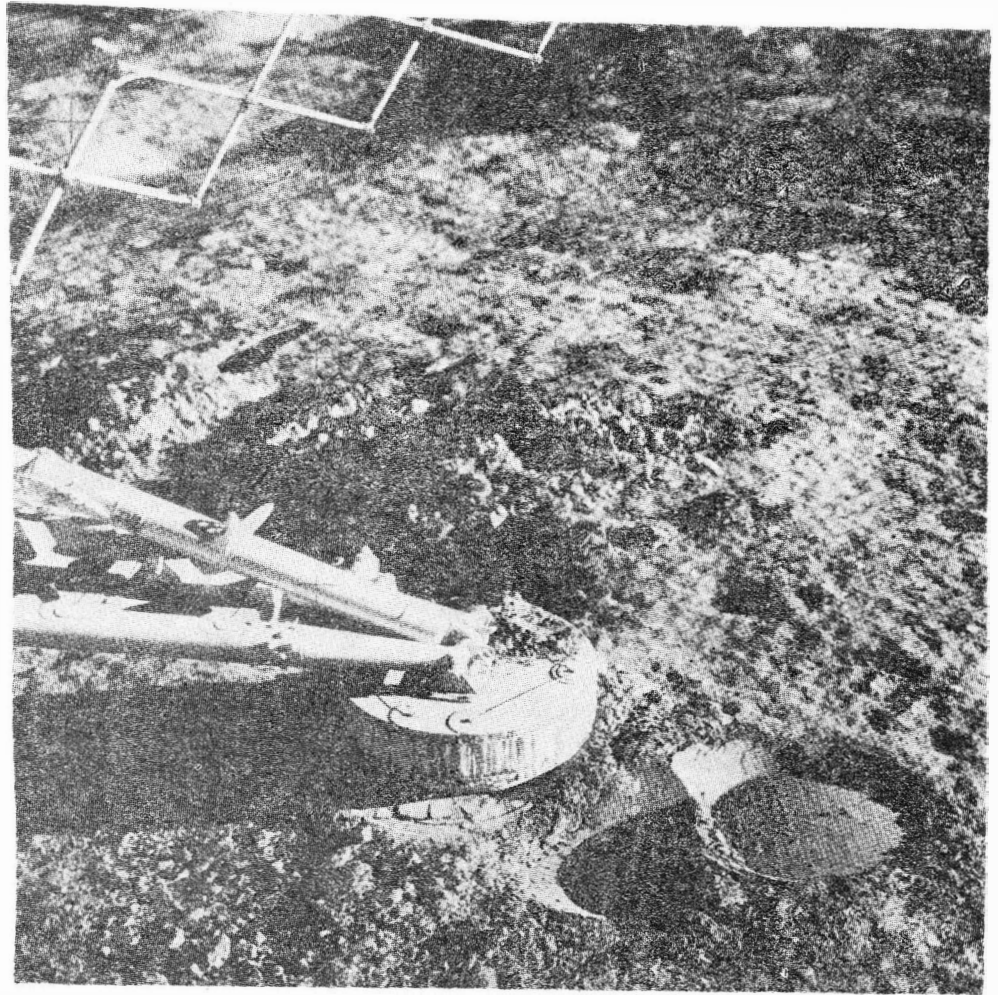
Ponieważ stwierdzono na tej trasie występowanie różnic w budowie gruntu księżycowego, należy przypuszczać, że przyspieszone zostaną prace nad budową pojazdów kołowych do poruszania się po Księżycu, które znacznie zwiększą zasięg działania astronautów.

6. Statek LM „Intrepid” wylądował dokładnie w przewidzianym miejscu, w odległości 184 m od automatycznej sondy „Surveyor” 3. Tak dokładne lądowanie stało się możliwe dzięki gruntownemu przeanalizowaniu przyczyn mniej udanego lądowania Armstronga i Aldrina, kiedy to odchyłka od wyznaczonego miejsca wyniosła 6 km. Poprzednie przypuszczenia, że odchyłka ta została spowodowana przez Armstronga w czasie manewru omijania krateru okazały się błędne. W rzeczywistości złożyło się na to kilka przyczyn: nadanie statkowi LM dodatkowej i bliżej nieokreślonej prędkości przez jego silniki sterujące w czasie manewru odłączania od statku „Apollo”, zbyt późne wprowadzenie korektur do toru lotu statku LM, które zostały obliczone przez ośrodek kontrolny w Houston i przekazane na statek, oraz brak dokładnych danych na temat pozycji i prędkości statku „Apollo” w czasie manewru odłączania od niego statku LM. W rezultacie lądowanie trwało o 30 do 40 s dłużej niż zaplanowano, a paliwo członu hamującego zostało zużyte niemal całkowicie. W czasie wyprawy „Apollo” 12 przedsięwzięto środki ograniczające czynniki mogące powodować odchyłki od zaplanowanego miejsca lądowania. Tak więc przed manewrem rozłączenia statków nadano im położenie prawie promieniowe w stosunku do Księżyca, mechanizm łączący został najpierw wysunięty, a dopiero później zwolniony, po czym statek „Apollo” bardzo powoli wysunął się z uchwytu i oddalił na odległość 12 m od statku LM. Po umieszczeniu statku LM na orbicie o aposelenium 109 km i periselenium 15,2 km ośrodek kontrolny w Houston dwukrotnie wprowadził do przelicznika statku dokładne dane toru lotu. Okres czasu, w którym wykonywano namiary był o 18 min. dłuższy niż podczas lądowania statku „Eagle”, dzięki czemu można było znacznie dokładniej określić konieczne korektury (do zwiększenia dokładności namiarów przyczyniło się również zastosowanie 64 m anteny w Goldstone). Gdy statek znajdował się na torze zejścia, działał tzw. filtr matematyczny opracowany wspólnie przez firmę TRW Systems i NASA, znany również jako metoda Lear. Polega on na tym, że elektroniczne maszyny cyfrowe głównej centrali w Houston opracowują, w ciągu 1/30 s, na bieżąco dane toru lotu, uzyskane przez namiary z Ziemi, i co 2 s podają pozycję i prędkość statku LM oraz ciąg jego silnika hamującego. Dzięki temu odchyłki od zaplanowanego toru lotu mogą być na bieżąco wykryte i skorygowane. Poza tym przyspieszono przebieg lądowania statku, który niezależnie od tego miał o 150 kg więcej paliwa niż jego poprzednik.



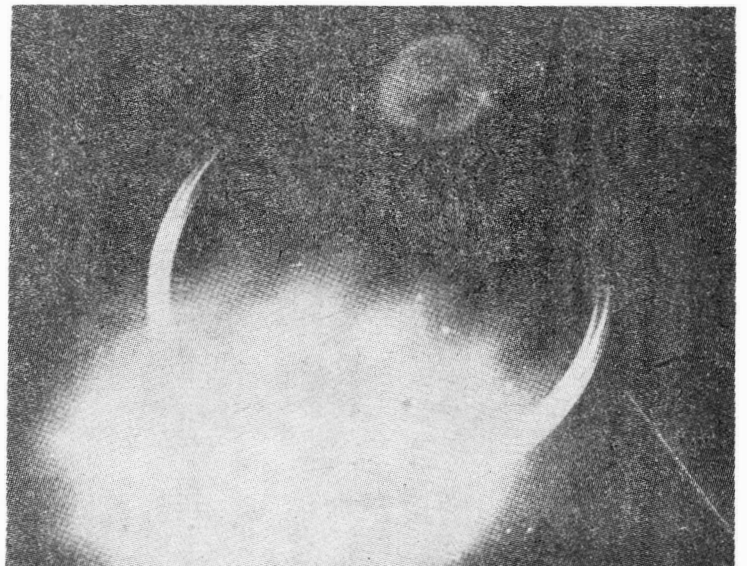
Na fotografii jeden z astronautów, podczas drugiego pobytu na zewnątrz statku, obok sondy „Surveyor” 3, która z górą przed dwoma laty wylądowała na Księżycu. W górnym prawym rogu widoczny jest statek „Intrepid” i antena zakresu S. Astronauca stwierdzili, że farba jaką pomalowany został „Surveyor” zmieniła barwę z białej na brązową oraz że osiadł na nim brązowy pył, co stanowi pewną zagadkę, ponieważ pył na powierzchni Księżyca był w tym miejscu szary. Astronauca wymontowali z sondy kable, przewody, kamerę telewizyjną i koparkę oraz kawałek szkła.





7. Na fotografii widoczny jest jeden z czterech goleni, zakończony talerzem, sondy „Surveyor” 3 oraz ramię koparki. Talerze goleni pozostawiły na powierzchni gruntu liczne odciski, ponieważ sonda przed ostatecznym wylądowaniem wykonała kilka podskoków. „Surveyor” 3 dostarczył na Ziemię wiele cennych informacji na temat gruntu księżycowego ułatwiając w ten sposób przygotowania do lądowania ludzi na Księżycu.

8. Widok po raz pierwszy oglądany przez ludzi: zaćmienie Słońca przez Ziemię. Jasna korona ma barwę pomarańczowoczerwoną. Fotografia została wykonana w czasie lotu w kierunku Ziemi.



Czasopismo *Flug Revue* (Heft 1, 1970), z którego wykorzystano informacje na temat lotu „Apollo” 13 i materiał fotograficzny, wpłynęło do redakcji na początku stycznia 1970 r.

## TRANSPORT NAZIEMNY W LOTNICTWIE KOMUNIKACYJNYM

*Wymagania ekonomii lotnictwa komunikacyjnego zmuszają do skrócenia przestojów samolotów w portach lotniczych oraz do szybkiego dowozu pasażerów i towarów na lotnisko i z lotniska do miasta. Spełnienie tych warunków w dużym stopniu jest uzależnione od dobrze zorganizowanego transportu naziemnego. W artykule omówiono trzy zasadnicze grupy tego transportu: transport osobowo-towarowy, transport wewnętrzny i transport specjalny.*

Rozwój współczesnego lotnictwa komunikacyjnego — wprowadzanie do eksploatacji coraz większych samolotów, rozbudowa lotnisk oraz wzrost nasilenia ruchu lotniczego — postawiły przed transportem naziemnym, obsługującym porty lotnicze, zupełnie nowe zadania. Ekonomia lotnictwa wymaga szybszej obsługi samolotów w celu skrócenia ich przestojów w portach. To z kolei zmusza służbę transportu naziemnego do zmechanizowania wielu prac, stworzenia wielu nowego typu urządzeń samojezdnych i wreszcie odpowiedniej organizacji pracy transportu naziemnego na lotnisku.

Równocześnie postęp techniki lotniczej skomplikował znacznie obsługę samolotów. Zależnie od rodzaju napędu, wielkości i typu samolotu wymagany jest inny zestaw urządzeń naziemnych, a nawet przy samolotach podobnego typu — niezbędne jest stosowanie różnego osprzętu. W sumie, transport naziemny używany w obsłudze współczesnych lotnisk cywilnych — to dziesiątki różnego typu pojazdów i wyspecjalizowanych (a w związku z tym bardzo kosztownych) urządzeń, wymagających obsługi o bardzo wysokim poziomie kwalifikacji. Organizacyjnie można podzielić lotniczy transport naziemny na trzy zasadnicze grupy:

- transport osobowo-towarowy
- transport wewnętrzny
- transport specjalny.

Omówione one zostaną kolejno wraz z równoczesną charakterystyką pojazdów występujących w każdej grupie. Informacje zawarte w artykule wzięte są z doświadczeń transportu naziemnego Polskich Linii Lotniczych „Lot”.

### Transport osobowo-towarowy

Sprzęt wchodzący w skład tej grupy służy do wykonywania zadań o charakterze ogólnym. W grupie tej znaj-



Ciągnik „Dog”  
Samochód cateringu na podwoziu GAZ-51

dują się: autobusy, mikrobusy, samochody ciężarowe, samochody dostawcze i osobowe. Mimo typowego i powszechnie znanego parku samochodowego służba w lotnictwie stawia tym pojazdom pewne szczególne wymagania.

Jako przykład mogą posłużyć autokary. Zadaniem ich jest w zasadzie tylko dowiezenie pasażerów na lotnisko i z lotniska do miasta. Dziś są to już odległości niemałe, bo w niektórych przypadkach lotnisko jest położone od miasta w odległości 50 km. Autokary stanowią jednak równocześnie rezerwową środek transportu, zastępujący niekiedy ... samoloty. W przypadku awarii samolotu, i braku samolotu zastępczego, lub gdy warunki meteorologiczne uniemożliwiają lot, przewiezienie pasażerów na lotnisko docelowe w kraju bądź na lotnisko zapasowe (w przypadku podróży zagranicznej) biorą na siebie autokary.

Tabor autobusowy musi w związku z tym być zawsze w pełni sprawny technicznie, wygodny i dysponujący odpowiednią liczbą miejsc. Ten ostatni warunek ma szczególne znaczenie. Ideałem jest, aby liczba miejsc w autobusie odpowiadała liczbie miejsc w samolocie. Przewoźnik, który chce się liczyć na światowych liniach lotniczych, musi pamiętać, że czas jest dla pasażera najcenniejszy. A czas — to natychmiastowe podstawienie zastępczego środka transportu. Równocześnie jednak ze względów ekonomicznych niezbędne jest, aby autokar (bądź autokary, gdy w grę wchodzi samoloty o dużej liczbie pasażerów) ruszały w podróż z maksymalnym wykorzystaniem miejsc.

Mikrobusy mają inne zadania. W pewnych, szczególnych sytuacjach uzupełniają transport autobusowy: służą do przewożenia osób chorych lub całych rodzin posiadających duży bagaż. Z mikrobusów korzysta też personel latający. Przepisy wymagają, aby piloci i stewardesy rozpoczynali następny lot po odpowiedniej liczbie godzin wypoczynku. Przedsiębiorstwa lotnicze zainteresowane w zwiększeniu liczby lotów, przy jednoczesnym niezwiększaniu personelu latającego, dążą do zwiększenia liczby startów każdej załogi. Maksymalne wykorzystanie każdej załogi, przy zachowaniu regulaminowych godzin odpoczynku, zmusza do jak najszybszego odwożenia załóg do domu.

Zadania dla samochodów dostawczych wiążą się ze specyfiką całego transportu lotniczego, gdzie podstawowym warunkiem jest prędkość przewozu. Samolotami przesyła się często rośliny, zwierzęta, leki, krew — słowem — artykuły, które muszą natychmiast dotrzeć do miejsca przeznaczenia ze względu na swoją szczególną wartość, specjalne znaczenie lub małą trwałość uniemożliwiającą magazynowanie. Z samej idei transportu lotniczego wynika, że jest to transport najszybszy. Zaufanie nadawcy nie może tu być zachwiane. Stąd też natychmiast po wylądowaniu samolotu przesyłki rozwożone są do adresatów wozami dostawczymi.

### Transport wewnętrzny

Na przykładzie autobusów, mikrobusów i samochodów dostawczych wykazano, jak niezbędne jest posiadanie przez każde przedsiębiorstwo lotnicze odpowiednio rozbudowanego transportu osobowo-towarowego. Warto jednak podkreślić, że transport przeznaczenia ogólnego dociera tylko do progu portu lotniczego. Pasażerowie



Transporter na podwoziu GAZ  
Fot. M. Kобрzyński

i towary muszą jeszcze przebyć odległość między portem a samolotem. Jest to odległość do dwóch kilometrów (na dużych ruchliwych lotniskach). Nie jest to dużo, ale na tej niewielkiej przestrzeni rządzą specyficzne prawa regulujące w zupełnie odmienny sposób zasady poruszania się ludzi i sprzętu na płycie startowej. Dlatego też pasażerowie dowożeni są z dworca lotniczego do samolotu specjalnie przystosowanymi autobusami, natomiast bagaż i przesyłki towarowe oraz pocztowe przewozi się odpowiednimi pojazdami kierowanymi przez specjalnie przeszkolony personel.

Obok wymienionych już wyżej autobusów (o napędzie spalinowym lub elektrycznym) w skład transportu wewnętrznego lotniska wchodzi jeszcze: wózki widłowe, wózki do przewożenia poczty i bagażu, transportery samochodowe i schodki samojezdne. Jest to sprzęt na ogół znany, a jego zastosowanie w transporcie lotniczym pozwoliło znacznie skrócić czas przeładunków oraz zmniejszyć liczebność obsługi. Na wielkich współczesnych lotniskach sprawność działania transportu naziemnego uzależniona jest od stopnia mechanizacji prac. Przy intensywnym ruchu zbyt duża liczba ludzi poruszających się po płycie startowej paraliżowałaby pracę lotniska, groziłaby wypadkami i uniemożliwiała szybką

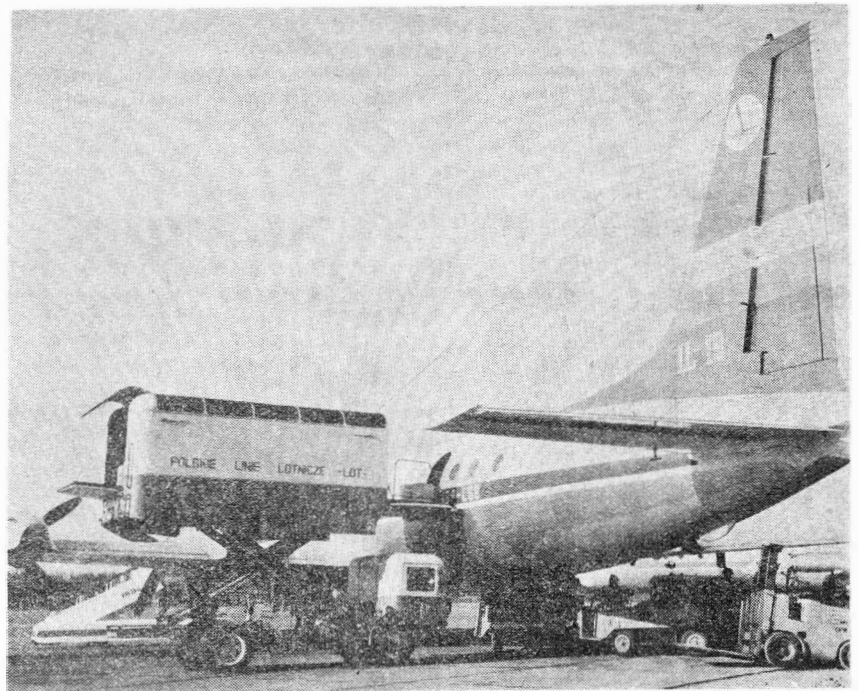
obsługę samolotów. Stąd też dążenie do maksymalnego zmechanizowania wszystkich poruszających się po płycie urządzeń.

#### Transport specjalny

Ostatnia wreszcie grupa transportu naziemnego pracującego dla potrzeb lotnictwa cywilnego — to pojazdy specjalne. Grupa najliczniejsza, bo warunkująca przygotowanie i uruchomienie licznych mechanizmów różnego typu samolotów. Nie wdając się w szczegóły, warto przytoczyć czynności jakie trzeba wykonać, aby samolot był gotowy do lotu. Daje to obraz rozległości zadań transportu specjalnego.

A więc po pierwsze — wyciągnięcie samolotu z hangaru lub podholowanie go z miejsca postoju na wyznaczone stanowisko. Pracę tę wykonują ciągniki o różnej mocy — odpowiedniej do ciężaru samolotu. W Polsce używane są ciągniki Ursus-4011, Ursus-325, Tatra oraz Mercury. W wyjątkowych, trudnych sytuacjach stosuje się pojazd Kras z wciągarką.

Dalej — napełnienie zbiorników samolotu paliwem. Zależnie od rodzaju paliwa stosowane są autocysterny



Samochód cateringu na podwoziu GAZ-51  
Fot. M. Kобрzyński



Cysterna Fiat

Fot. M. Kobrzyński

marki Fiat-Viberti, Foden, Tatra, Star C-60, MAZ-12-200, MAZ-12-500, Kras-12-16. Różnią się one od siebie wyposażeniem technicznym — jak pompy, odstojniki itp.

Do uzupełnienia zapasu oleju służą specjalne olejarki. Innego rodzaju cysterna uzupełnia zapas wody na pokładzie samolotu. Cysterna asenizacyjna oczyszcza zbiorniki. Żywność dla pasażerów dowozi i podnosi do wysokości luku specjalny samochód ze skrzynią na podnośnikach hydraulicznych. Pomieszczenia pasażerskie muszą być przed startem albo ogrzane (zimą), albo ochłodzone (latem). Do tego celu służą aklimatyzatory na podwoziach samochodów GAZ-51. Podczas wykonywania czynności przygotowawczo-kontrolnych przed startem oraz w celu rozruchu pierwszego silnika włącza się agregat prądowłóczy — jeszcze jedno urządzenie, które trzeba dostarczyć i odholować od samolotu. Zadania transportu specjalnego na tym się nie kończą. W okresie chłódów do obsługi samolotów włączają się autocysterny przeprowadzające odlodzenie oraz zabezpieczające przed oblodzeniem. Stosuje się też podgrzewacze ułatwiające rozruch silników. Są to pojazdy na podwoziach GAZ-51. Zimą trzeba odśnieżyć pasy startowe — co również należy do zadań transportu specjalnego. Polskie lotniska dysponują tu wozami ciężarowymi

z zainstalowanymi pługami lub wirnikami odśnieżającymi.

Przy pewnych pracach technicznych niezbędne są jeszcze dodatkowo takie urządzenia, jak żurawie samochodowe, np. na podwoziach GAZ-51 i Star-21, drabiny samochodowe, czy wreszcie samochody — tlenownice. W skład naziemnego transportu lotniczego wchodzi również samochody przeciwpożarowe i łącznościowe. Wymienione czynności dotyczyły tylko jednego samolotu, a przecież transport naziemny ma do czynienia z wieloma samolotami równocześnie. Wszystko to w sumie czyni pracę transportowej obsługi naziemnej lotniska niezwykle trudną i odpowiedzialną.

Warto jeszcze na zakończenie zwrócić uwagę na problem ekonomii działania lotniczego transportu naziemnego. Przecież istotne jest nie tylko, aby pracował on sprawnie i wykonywał swoje zadania. Nie mniej istotną sprawą jest takie zorganizowanie pracy, aby pojazdy miały jak najkrótsze przestoje, takie zorganizowanie zaplecza technicznego, aby tabor był w ciągłej gotowości technicznej, a przy tym aby jak najmniejszą liczbą pojazdów obsłużyć jak najwięcej samolotów. Nie jest to zadanie proste, jeśli zważyć, że wchodzi tu w grę tabor bardzo różnorodny, o różnym przeznaczeniu i niezwykle bogatym asortymencie urządzeń i osprzętu.

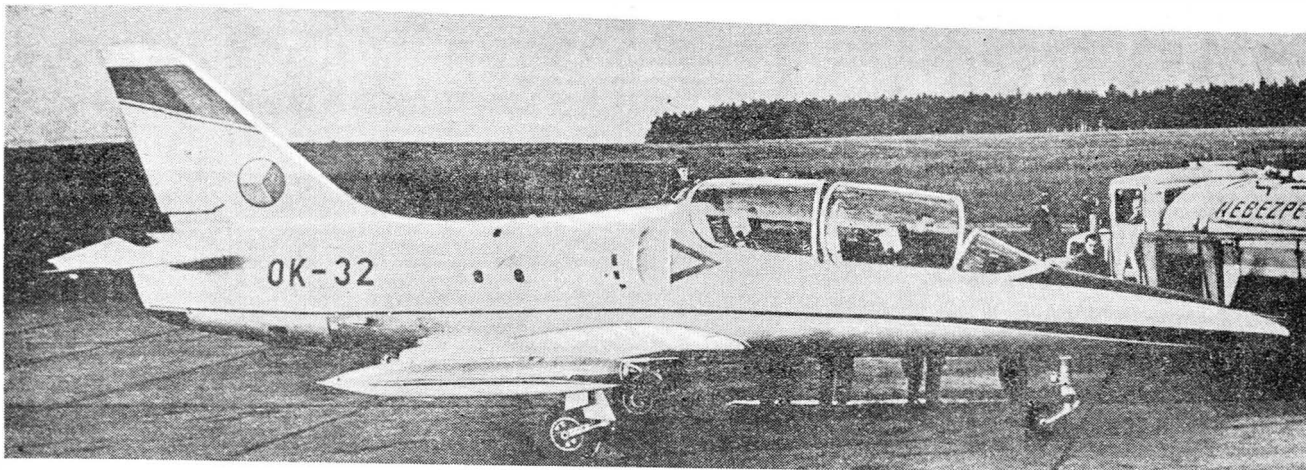
## Czechosłowacki samolot szkolno-treningowy Aero L-39

Jest rzeczą bardzo prawdopodobną, że sukces jaki odniósł czechosłowacki samolot szkolno-treningowy Aero L-29 „Delfin” — używany przez lotnictwo 12 krajów, przy czym liczba wyprodukowanych samolotów przekroczyła 2000 — zostanie powtórzony przez jego następcę — samolot Aero L-39.

Pierwszy lot samolotu L-39, przeznaczonego podobnie jak L-29 do szkolenia podstawowego i do treningu bardziej zaawansowanych pilotów, odbył się 4 listopada 1968 r. Był to lot drugiego prototypu, gdyż pierwszy został poddany statycznym próbom niszczącym. W styczniu 1969 r. został przekazany do prób trzeci prototyp.

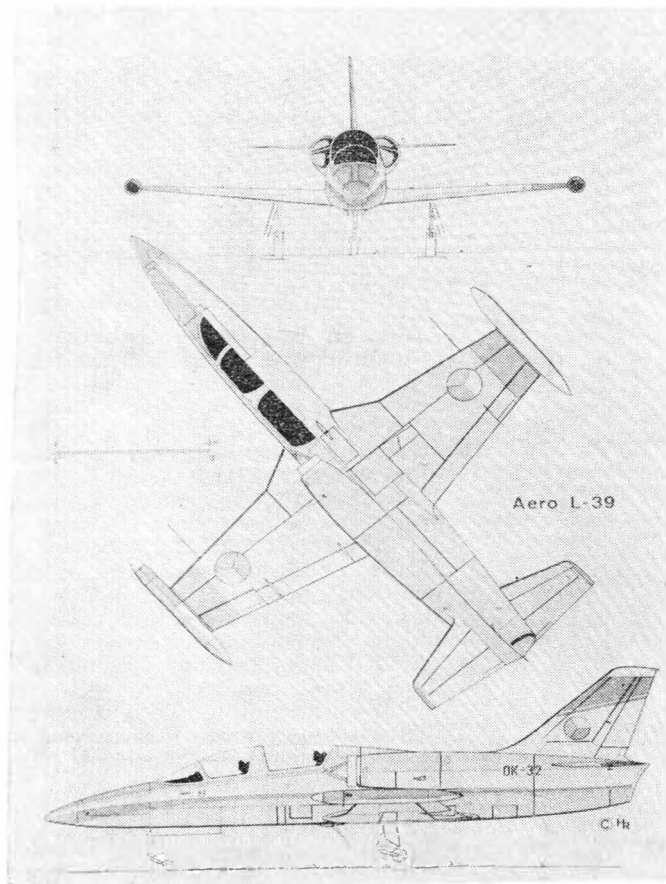
Jeden prototyp znajduje się podobno w próbnej eksploatacji w lotnictwie NRD.

W czasie projektowania samolotu zwrócono dużą uwagę na aerodynamiczne ukształtowanie samolotu oraz na dostosowanie jego wyposażenia do wymagań nowoczesnego szkolenia. W celu umożliwienia jak najbardziej racjonalnego użytkowania samolotu będzie on dostarczany jako kompletny system. W skład tego systemu ma wchodzić m.in. symulator lotu TL-39 do wstępnego szkolenia pilotów i ruchome urządzenie kontrolne KL-39 do automatycznego sprawdzania wyposażenia samolotów. L-39 jest dolnopłatowcem o metalowej konstrukcji sko-



rupowej. Kadłub składa się z dwóch głównych grup konstrukcyjnych — przedniej z kabiną pilotów i tylnej z usterzeniem i silnikiem. W nosowej części kadłuba mieści się wyposażenie elektroniczne, do którego jest łatwy dostęp po otwarciu dwóch dużych klap; dzięki niskiemu osadzeniu nosa kadłuba do obsługi wyposażenia nie są potrzebne platformy. Klimatyzowana i wentylowana dwuosobowa kabina ma stałą osłonę czołową i dwie osłony odchylane na boki. Wyrzucane fotele typu VS-1 umożliwiają katapultowanie załogi również na ziemi. Za kabiną znajdują się dwa wloty doprowadzające powietrze do silnika.

Skrzydło o konwencjonalnej, dwudźwigarowej konstrukcji przechodzi pod kadłubem stanowiąc dodatkową osłonę dla załogi w przypadku przymusowego lądowania. Przed wnęką na podwozie są umieszczone dwie wychylane do przodu klapy hamulcowe. Skrzydło jest zapatrzone w dwuszczelinowe klapy, których największy kąt wychylenia wynosi 55°. Zarówno na skrzydło, jak i na usterzenie wysokości zastosowano zmodyfikowane odmiany profilu NACA 64, które wybrane zostały po dokładnych badaniach w tunelu aerodynamicznym.



Trójkołowe podwozie, z kołami osadzonymi na wahaczach i z niskociśnieniowymi oponami, jest wciągane hydraulicznie.

Paliwo mieści się w gumowych zbiornikach umieszczonych w kadłubie między kanałami wlotowymi powietrza, i w dwóch stałych, nie odrzucanych, zbiornikach na końcach skrzydła.

Prototypy samolotu L-39 są napędzane silnikiem dwuprzepływowym AI-25W o ciągu startowym 1500 kG. Jak wiadomo, jest to silnik przeznaczony do samolotu pasażerskiego Jak-40, w związku z czym przed zabudowaniem go na samolot L-39, o dwukrotnie większym, w porównaniu z samolotem pasażerskim, współczynniku obciążenia, musiano wzmocnić niektóre elementy silnika, jak np. wał wentylatora. Poza tym zmniejszono trwałość międzynaprawczą silnika z 500 h do 150 h, co wiąże się z charakterem eksploatacji samolotu szkolno-treningowego (większa ilość rozruchów i przyspieszeń silnika). Silnik ma być budowany w Czechosłowacji z licencji, z tym że przewidziana jest w przyszłości daleko posunięta jego modyfikacja. Będzie ona polegać m.in. na zastosowaniu wentylatora, z przydźwiękowym pierwszym stopniem (a więc bez kierownicy wlotowej), a także na zastąpieniu, ze względów ekonomicznych, stopów tytanu, z których wykonany jest wentylator i sprężarka, stopami aluminiowymi. W wyniku tych zmian ma powstać silnik „Titan” o ciągu startowym 1800 kG i prawdopodobnie o zmniejszonym ciężarze.

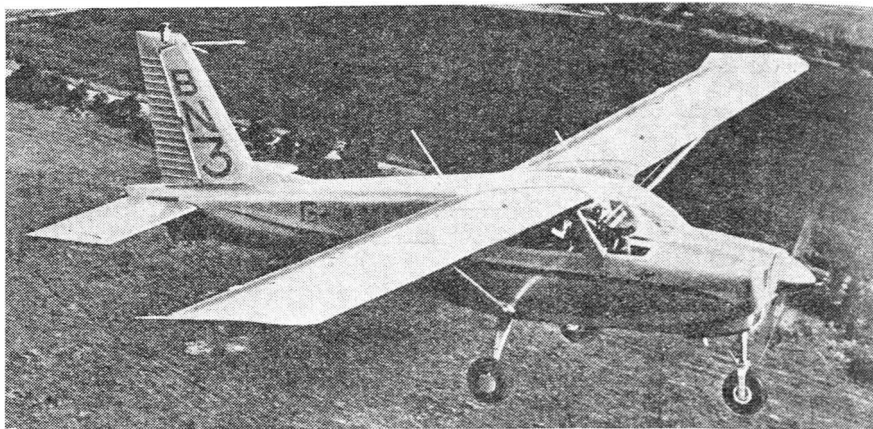
Dane techniczne samolotu (wartości w nawiasach dotyczą samolotu z silnikiem „Titan”): rozpiętość 9,11 m; długość 12,11 m; wysokość 4,38 m; powierzchnia skrzydła 18,80 m<sup>2</sup>; ciężar startowy 3800 kG; obciążenie powierzchni nośnej 202 kG/m<sup>2</sup>; obciążenie ciągu 2,5 (2,1) kG/kG; prędkość maksymalna na wysokości 5000 m 715 (815) km/h; prędkość lądowania 128 km/h; prędkość wznoszenia n.p.m. 19 (27) m/s; czas wznoszenia na wysokość 5000 m 5(2)8 min.

Zwraca uwagę stosunkowo nieduża prędkość maksymalna samolotu L-39, mniejsza od prędkości samolotu TS-11 „Iskra” (730 km/h na wysokości 5000 m) o zbliżonym ciężarze startowym i ciągu 1000 kG i niewiele większa od prędkości samolotu L-29 (655 km/h) o ciągu 800 kG. Jest to wynikiem zastosowania silnika dwuprzepływowego o dużym stosunku wydatków (2 : 1) i niezbyt wysokiej temperaturze przed turbiną, a więc o dosyć znacznym spadku ciągu z prędkością lotu. Pewien wpływ mają też tutaj zwiększone opory samolotu wywołane dużą średnicą tylnej części kadłuba, potrzebną do zabudowy silnika o dużych wymiarach poprzecznych (ok. 820 × 890 mm). Zaletą tego rodzaju napędu są natomiast lepsze własności przy starcie, dzięki dużemu ciągowi startowemu, oraz zmniejszone zużycie paliwa.

Specjaliści zachodni uważają, że samolot L-39 będzie jednym z najnowocześniejszych samolotów szkolno-treningowych lat siedemdziesiątych.

W. K.

# nowości techniczne



## Lekki samolot Britten-Norman "Nymph"

Jednym z najmniejszych samolotów pokazanych na 28 Salonie Lotniczym w Paryżu był nowy samolot firmy Britten-Norman, znanej z produkcji samolotów „Islander”, jednosilnikowy, 4-miejscowy BN.3 „Nymph”. Samolot ten ma umożliwić firmie Britten-Norman wejście na rynek lekkich samolotów jednosilnikowych, opanowany obecnie przez Amerykanów. Opracowano w tym celu specjalny system sprzedaży samolotów, polegający na organizowaniu w krajach, do których samolot ma być sprzedawany, licencyjnych montowni samolotów. W przypadku montażu 100 samolotów (za najmniejszą opłacalną liczbę montowanych samolotów uważa się 5) koszt jednego samolotu wyniósłby 7435 dol., a więc prawie dwukrotnie mniej niż koszt typowego 4-miejscowego samolotu z uwzględnieniem kosztów transportu i cła — 14 400 dol.

Samolot „Nymph” jest metalowym górnopłatowcem ze stałym, trójkołowym podwoziem. Duża rozpiętość skrzydła z odgiętymi do góry końcami zapewnia dużą stateczność boczną przy małych prędkościach lotu i zmniejszony opór przy prędkościach przelotowych. Elektrycznie uruchamiane kłapy mają rozpiętość 6,08 m i znaczną cięciwę. Usterzenie wysokości ma przedstawialny statecznik, co zapewnia mały opór i dużą stateczność oraz pozwala na znaczną wędrownkę środka ciężkości. Golenie podwozia głównego są wykonane ze stali sprężynowej, a koła mają hydrauliczne hamulce. Dwa zbiorniki paliwa o łącznej pojemności 136 l mieszczą się w skrzydle.

## Bezhałaśliwy samolot obserwacyjny

Firma Lockheed z górą od trzech lat zajmuje się rozwojem bezhałaśliwego samolotu obserwacyjnego. Jeszcze przed otrzymaniem zamówienia US

Samolot będzie budowany w trzech wersjach:

- „Nymph” 115, przeznaczony do szkolenia i lotów turystycznych, może przewozić dwie dorosłe osoby i dwoje dzieci lub trzy osoby dorosłe na odległość 965 km z prędkością 180 km/h, przy czym zużycie paliwa wynosi tylko 22 l/h, a jego rezerwa wystarcza na 45 min lotu. Napęd stanowi silnik Lycoming 0-235 o mocy 115 KM;
- „Nymph” 130 nadaje się najlepiej jako taksówka powietrzna. Oprócz pilota zabiera trzech pasażerów używając przy prędkości 190 km/h 24,4 l/h paliwa. Silnik Rolls-Royce/Continental ma moc 130 KM;
- „Nymph” 160 może być używany jako samolot służbowy. Przewozi cztery osoby z bagażem na odległość 800 km z prędkością 210 km/h. Silnik ma moc 160 KM.

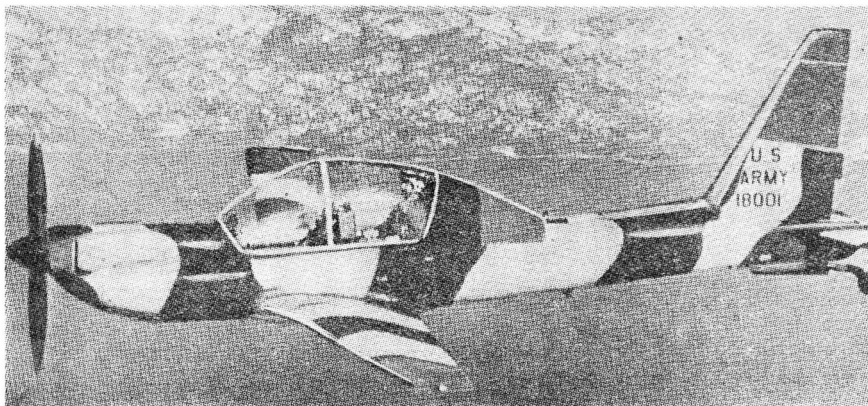
Świadectwo typu i początek dostaw zespołów do montażu przewiduje się na wrzesień 1970 r. Pierwsze 100 kompletów zespołów zamówiła już Australia.

Dane techniczne wersji	155	130	160
Rozpiętość [m]		11,98	
Długość [m]		7,16	
Wysokość [m]		2,80	
Powierzchnia skrzydła [m <sup>2</sup> ]		15,70	
Ciężar własny [kG]	517	535	567
Udźwig [kG]	347	417	500
Ciężar startowy [kG]	873	953	1066
Prędkość maksymalna npm [km/h]	188	198	217
Prędkość przelotowa 75% N <sub>max</sub> 2100 m [km/h]	182	190	210
Prędkość wznoszenia npm [m/s]	2,90	3,15	3,50
Rozbieg [m]	275	260	250
Długość startu na 15 m [m]	480	460	450
Dobieg [m]	150	160	165
Długość lądowania z 15 m [m]	290	310	340

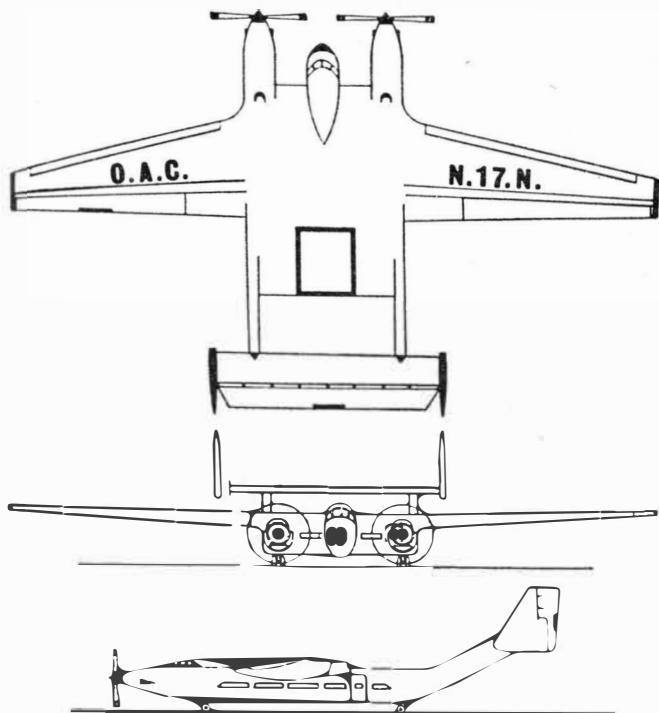
W. K.

Army na taki samolot zbudowano i wypróbowano samolot „Q-Star”. Był to pierwszy amerykański samolot napędzany silnikiem Wankla (zbudowanym przez firmę Curtiss-Wright). Obecnie firma Lockheed opracowała dla US Army podobny samolot, YO-3A, również z silnikiem Wankla. Jest on oparty o szwajcarski szybowiec SGS 2-32 z tym, że skrzydło zostało umieszczone na dole kadłuba, a podwozie jednośladowe zastąpione podwoziem trójkołowym. Dzięki własnościom szybowcowym (duża doskonałość aerodynamiczna i duże współczynniki szybowania) samolot potrzebuje do lotu stosunkowo niedużą moc i może utrzymywać się w powietrzu przez długi okres czasu. Inżynierowie z firmy Lockheed potwierdzają mały ciężar silnika Wankla i niski poziom wytwarzanego przez niego hałasu.

W. K.



## Projekt 100-miejscowego samolotu STOL



Firma Occidental Aircraft Corp. (Waszyngton) opracowała projekt 100-miejscowego samolotu pasażerskiego o skróconym starcie i lądowaniu. Dzięki oryginalnemu układowi całkowita powierzchnia nośna samolotu wynosi 230,77 m<sup>2</sup>, mimo że powierzchnia skrzydła liczy tylko 118,8 m<sup>2</sup>. Do napędu samolotu przewidziane są dwa turbinowe silniki śmigłowe Allison D-501-3 o mocy równoważnej 4950 KM.

Pozostałe dane: ciężar własny 14 300 kG; ciężar startowy 34 500 kG; prędkość maksymalna na wysokości 3000 m 595 km/h; zasięg z ograniczoną liczbą pasażerów 3900 km; długość startu na 15 m ok. 180 m; długość lądowania z 15 m ok. 240 m.

W. K.

## Projekty samolotów dostawczych Beech

Firma Beech Aircraft opracowała trzy projekty odrzutowych samolotów dostawczych (na linie lokalne), które mogą być wprowadzone do eksploatacji w 1973 r. Chodzi tu o 18-miejscowy samolot F1 o ciężarze startowym 9700 kG, napędzany trzema silnikami UACL JT15D o ciągu 1000 kG; 24-miejscowy samolot F2 o ciężarze startowym 13 000 kG, z czterema silnikami JT15D; 32-miejscowy samolot F3 o ciężarze startowym 15 800 kG, z trzema silnikami AiResearch ATF3A o ciągu ok. 2000 kG.

W. K.

## Australijski samolot wielozadaniowy

Australijska wytwórnia Government Aircraft Factory (GAF) w Melbourne buduje dwusilnikowy samolot wielozadaniowy, który ma przewozić 12 do 14 pasażerów lub ładunek 2000 do 3000 kG i ma być napędzany turbinowymi silnikami śmigłowymi o mocy 400 KM (będą to prawdopodobnie silniki Allison 250-B17). Od-

powiednia mechanizacja skrzydła ma zapewnić samolotowi właściwości STOL, a proste, chowane podwozie — przystosowanie do przygodnych lądowisk.

Prace nad samolotem rozpoczęto z górną dwa lata temu, z tym że początkowo miał to być samolot jednosilnikowy. Stwierdzono jednak, że samolot dwusilnikowy będzie korzystniejszy ze względu na większą elastyczność operacyjną i większą niezawodność.

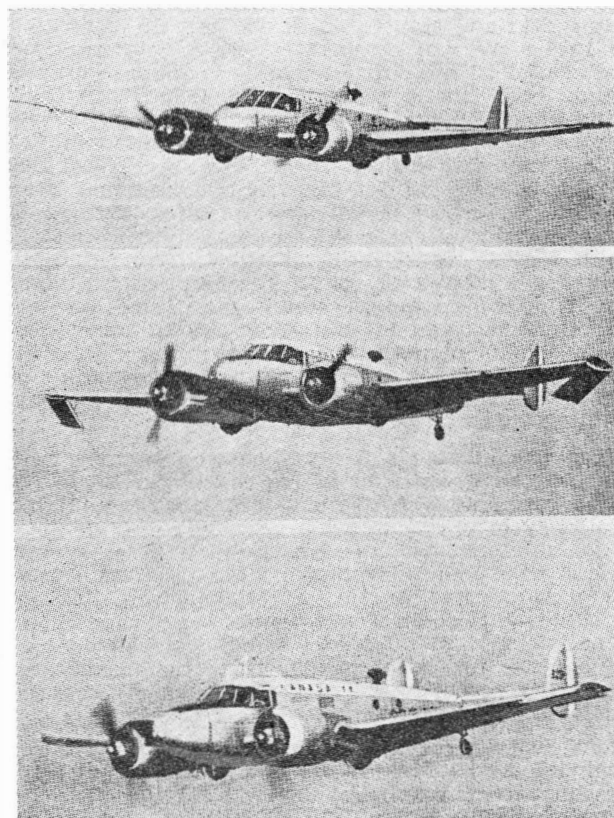
Poza lotnictwem cywilnym samolot ma być stosowany w lotnictwie wojskowym i w armii lądowej jako samolot łącznikowy i lekki samolot transportowy.

Wytwórnia GAF uważa, że samolot będzie można dostarczać na rynek, który obecnie jest opanowany przez amerykańskie samoloty Cessna 402 i Piper „Aztec”. Samoloty te są bardzo rozpowszechnione w głębi Australii, jakkolwiek nie są one dostosowane do warunków lokalnych. Poza tym wytwórnia widzi potencjalnych nabywców w towarzystwach lotniczych TAA, „Ansett”, New Hebrides Airways i Fiji Airways. Jeden samolot ma być dostarczony do lotów pokazowych w Australii, na Oceanii i w Azji Południowo-Wschodniej.

W. K.

## Nowy rodzaj klap skrzydłowych

Wytwórnia płatowców Fabrica Nacional de Aeroplanos w Limie (Peru), pozostająca pod kierownictwem prof. Alvarez Calderona, twórcy klap z wirującym walcem, opracowała nowy system klap, które zwiększają rozpiętość skrzydła. Klapy te dają skrzydłu zmienną geometrię, która poza zmianą rozpiętości może obejmować również zmianę skosu skrzydła, umożliwiając tym samym zmianę stateczności bocznej i zmianę położenia środka aerodynamicznego. Jako zalety nowego systemu klap wytwórnia podaje zwiększony udźwieg samolotu, lepsze własności przy starcie i wznoszeniu, zmniejszony opór indukowany, większą prędkość maksymalną, mniejszą prędkość lądowania, większy pułap, większy zasięg, lepsze własności samolotu z wyłączonym jednym silnikiem, korzystniejszą charakterystyką przeciągnięcia i mniejszą wrażliwość na podmuchy.



Klapy poddawane są próbom na zmodyfikowanym samolocie Beech 18. Na górnym zdjęciu widać samolot z klapami całkowicie rozłożonymi, na środkowym — są one w fazie składania, na dolnym — są już całkowicie złożone. Rozkładanie i składanie klap odbywa się za pomocą śrub pociągowych. W położeniach krańcowych klapy są blokowane.

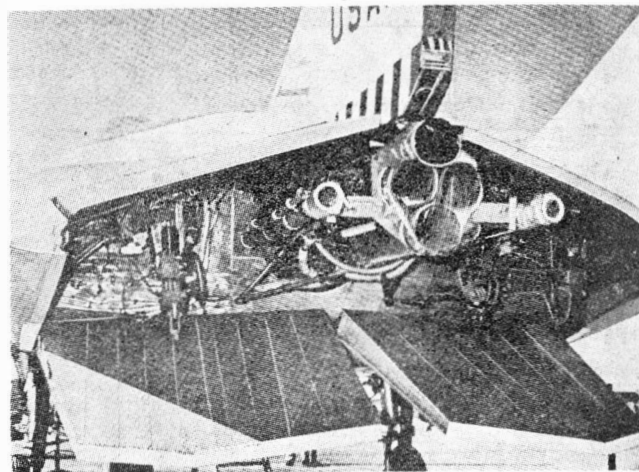
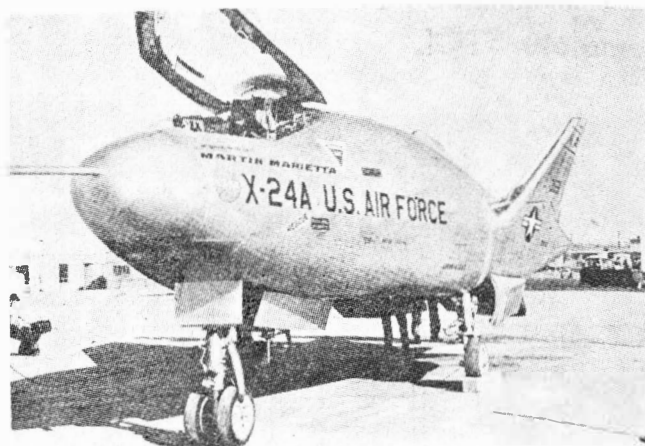
W. K.

## Nowa wersja latającego dźwigu Sikorsky CH-54

Nowa wersja śmigłowca Sikorsky CH-54A, latający dźwig CH-54B, ma udźwig 12 500 kG, a ciężar startowy 21 300 kG w porównaniu do 10 000 kG i 19 100 kG (odpowiednio) śmigłowca CH-54A. Napęd stanowią dwa silniki Pratt and Whitney JFTD12-5A o mocy startowej 4800 KM i maksymalnej mocy trwałej 4430 KM, podczas gdy silniki napędzające śmigłowca CH-54A mają moc startową 4500 KM i maksymalną moc trwałą 4000 KM. Nowy śmigłowiec ma zmodyfikowany wirnik nośny zapewniający lepsze osiągi — dzięki większej sile nośnej — przy wysokich temperaturach otoczenia. Jego średnica pozostała nie zmieniona (21,90 m), zwiększono jedynie o ok. 6,4 cm cięciwę łopat. Śmigłowiec CH-54B jest przeznaczony dla US Army. Jego poprzednik jest używany od końca 1965 r. w Wietnamie do odzyskiwania zmuszonych do lądowania samolotów, do transportu ciężkiego uzbrojenia i zaopatrzenia itp. Do śmigłowca mocowane są różnego rodzaju pojemniki, które służą jako punkty dowodzenia, punkty opatrunkowe, warsztaty obsługowe, kaplice itp. Cywilna odmiana śmigłowca, S-64 „Skycrane”, została wprowadzona do eksploatacji na polach naftowych na Alasce, a poza tym jest stosowana do układania linii przesyłowych oraz w przemyśle okrętowym.

W. K.

## Bezskrzydłowiec Martin X-24A



Fotografie przedstawiają pojazd bezskrzydłowy X-24A zbudowany przez Martin Marietta i wykorzystywany przez NASA i USAF w ramach programu rozwoju statków powrotu. Górna fotografia pozwala poznać umieszczenie kabiny i podwozia pojazdu, na dolnej widać szczegóły tylnej części bezskrzydłowca — cztery klapy służące jako lotki i ster wysokości oraz czterokomorowy silnik na ciekły materiał pędny Thiokol XLR 11-RM-13 o ciągu 3625 kG. Po bokach głównego silnika znajdują się dwa silniki Bell LLRV o ciągu 225 kG, które pilot może włączyć w czasie lądowania w celu zmiany kąta toru podejścia.

Bezskrzydłowiec jest transportowany przez samolot B-52 na wysokości 13 700 m, po czym po odłączeniu się od samolotu wznosi się, za pomocą własnego napędu, na wysokość 30 000 m osiągając tam prędkość  $Ma = 2$ .

W. K.

## Dwukierunkowe zwierciadło do pojazdów kosmicznych

Firma Lockheed Missile and Space Co. zbudowała lustro, które będzie stosowane w bezzałogowych pojazdach kosmicznych do regulacji temperatury wewnątrz pojazdu. Składa się ono z warstwy krzemu, na którą napyłona jest w próżni warstwa srebra. Lustro będzie stanowiło zewnętrzną powierzchnię pojazdu kosmicznego, dzięki czemu będzie odbijać nadchodzące z kosmosu promieniowanie cieplne, promieniowanie nadfioletowe, wiatry słoneczne itp., a równocześnie będzie wypromieniowywać na zewnątrz ciepło wytwarzane przez urządzenia pojazdu. Lustro, określane jako Optical Solar Reflector, może pracować w zakresie temperatur od  $-200^{\circ}C$  do  $+430^{\circ}C$ .

W. K.

## Studia nad załogowym lotem na Marsa

Jedna z placówek firmy General Dynamics Corp., Advanced Missile and Space Systems Group, wykonała studium załogowego lotu na Marsa, w którym termin startu ludzi na tę planetę został ustalony na dzień 10 lutego 1984 r. W tym czasie Mars będzie się znajdował w odległości 96 mil km od Ziemi. Podobnie korzystne warunki będą istnieć w latach 1986, 1988 i 2000. Statek miałby długość ponad 140 m i ciężar ok. 960 T i byłby zaopatrzony w napęd atomowy. Załoga składałaby się z 6 astronautów, którzy dysponowaliby przestrzenią 100 razy większą od tej jaką mają astronauta statku „Apollo”. Na orbitę wokółziemską statek byłby przetransportowany w częściach za pomocą 10 rakiet „Saturn” 5. Montaż statku na orbicie trwałby ok. 6 miesięcy i byłby wykonywany przez specjalną grupę montażową. W kierunku Marsa statek ma lecieć po torze eliptycznym w ciągu 144 dni. Czas pobytu astronautów na powierzchni planety zaplanowano na 40 dni, w ciągu których zbadanoby okolice miejsca lądowania i pobranoby próbki gruntu i atmosfery. Lot powrotny trwałby 227 dni.

Według specjalistów z firmy General Dynamics realizacja załogowego lotu na Marsa zależy przede wszystkim od postępów w rozwoju urządzeń wytwarzających warunki życia w statku, osłon przeciwko promieniowaniu jonizującemu w czasie protuberancji na Słońcu i osłon przeciwko mikrometeoritom oraz od dokładności układów nawigacyjnych i sterujących. Szczególnie silnie jest podkreślana konieczność zapewnienia jak największej niezależności załogi i statku od środków kontroli na Ziemi, ponieważ w razie zaistnienia sytuacji krytycznej instrukcje z Ziemi dotarłyby w okolice Marsa dopiero po 6 min.

Obecnie w USA rozpatruje się trzy warianty planu lądowania ludzi na Marsie. Pierwszy wariant przewiduje wydatkowanie na ten cel 78,2 mld dol., przy czym lądowanie na Marsie odbyłoby się w 1982 r., drugi wariant — 54,1 mln dol., bez określenia terminu lądowania. Wydaje się, że prezydent Nixon wybierze wariant trzeci, pośredni, przeznaczając na wyprawę na Marsa 57,5 mld dol. Należy przy tym zaznaczyć, że wszystkie trzy warianty obejmują również budowę stacji orbitalnej.

W. K.



## Stabilizacja bezwładnościowa satelitów łącznościowych

Firma Teldix w Heidelbergu otrzymała od amerykańskiego stowarzyszenia łączności satelitarnej COMSAT (Communications Satellite Corp.) zamówienie na bezwładnościowy system stabilizacji satelitów. Ma on być poddany próbom, a następnie zastosowany na przyszłych międzynarodowych satelitach łącznościowych. Podobne urządzenie zostało już dostarczone należącemu do ESRO (European Space Research Organisation) ośrodkowi techniki kosmicznej ESTEC (European Space Technology Centre) w Holandii. Układ stabilizujący firmy Teldix ma być poza tym zastosowany na niemiecko-francuskim satelicie łącznościowym „Symphonie”.

Jak wiadomo, bezwładnościowy system stabilizacji typu wirującego krążka ma stabilizować względem trzech osi satelity, których anteny lub przyrządy optyczne muszą być ustawione w kierunku Ziemi. Ruch obrotowy krążka zapewnia stabilizację względem dwóch osi poprzecznych satelity. Położenie względem osi symetrii jest sterowane w sposób czynny za pomocą sygnałów z czujnika położenia zmieniających prędkość obrotową krążka. Potrzebna do zmiany prędkości zmiana momentu obrotowego silnika napędzającego krążek obraca satelitę w wymaganym kierunku.

W. K.

## Silnik na mieszany materiał pędny do wyższych stopni rakiet nośnych

Na zlecenie NASA firma UTC (United Technology Center) pracuje nad silnikiem raketowym na mieszany materiał pędny do wyższych stopni rakiet nośnych. Jako stopnie niższe bierze się przy tym pod uwagę rakiety „Delta” i „Atlas-Centaur”. Zlecenie NASA obejmuje projekt, wykonanie i próby silnika.

Silnik na mieszany materiał pędny, tj. na stałe paliwo i ciekły utleniacz, kojarzy w sobie własności silnika na stały materiał pędny i silnika na ciekły materiał pędny przy większym bezpieczeństwie i niezawodności, co jest szczególnie ważne w przypadku długich i skomplikowanych lotów kosmicznych. Silniki na mieszany materiał pędny mają poza tym poważne zalety jako indywidualny napęd astronautów, jako napęd sond do badań w głębokim kosmosie, a także w zastosowaniu do napędu taktycznych rakiet bojowych.

W. K.

## Prześwietlanie neutronami

Prześwietlanie wiązką neutronów zastosowano po raz pierwszy przed dziesięciu laty do kontroli paliwa atomowego. Początkowo sądzono, że metoda ta zastąpi rentgenografię. Jednakże przy bliższym zetknięciu okazało się, że obie metody doskonale się uzupełniają i w swoich zakresach są wzajemnie niezamiennie. Wynika to stąd, że w przeciwnieństwie do promieni rentgena, których zdolność przenikania zależy od gęstości materiału, wiązka neutronów ma bardzo nieregularny współczynnik tłumienia dla różnych materiałów. Ilustruje to poniższa tabela, gdzie podano współczynniki tłumienia dla kilku pierwiastków. Oczywiście, im mniejszy współczynnik tłumienia, tym lepsza przenikalność promieni.

Pierwiastek Promienie rentgena Wiązka neutronów

Wodór	0,280	48,5
Lit	0,125	3,7
Bor	0,138	24,0
Aluminium	0,156	0,036
Tytan	0,217	0,119
Żelazo	0,265	0,141
Gadolin	2,08	84,0
Ołów	3,5	0,034
Uran U-235	3,9	1,89

Jak widać z powyższego wodór dla wiązki neutronów jest zaporą nie do przebycia, podczas gdy ołów jest prawie „przezroczysty”.

Sam proces prześwietlania wiązką neutronów różni się od prześwietlania promieniami X. Neutrony emitowane ze źródła skierowane są na badany przedmiot. Pewna ilość neutronów zostaje pochłonięta przez przedmiot, inne przechodzą na wskroś. Neutrony przechodzące muszą być zamienione na inną formę energii, gdyż neutrony nie mając ładunku elektrycznego nie oddziaływują na zwykłą błonę rentgenowską. Dlatego używa się ekranu wykonanego z indu lub gadolinu. Neutrony uderzając w taki ekran wywołują promienowanie jonizujące, które naświetla film rentgenowski. Jednym z zasadniczych ograniczeń metody neutronowej jest konieczność posiadania odpowiedniego źródła neutronów. Dotychczas najbardziej przydatnym źródłem jest reaktor atomowy. Mimo to duże firmy nabywają reaktory i stosują w praktyce prześwietlanie neutronami. Szczególną przydatność nowej metody stwierdzono w przemyśle budowy statków kosmicznych i samolotów, zwłaszcza przy badaniu płatowców i silników dla wykrycia początków uszkodzeń. Między innymi NASA wymaga kontroli neutronami elementów pojazdu przeznaczonego do lotu załogowego, a szczególnie nitów wybuchowych, przewodów itp. Dobre wyniki osiągnięto przy sprawdzaniu odlewów wykonywanych metodą wytapianych modeli na nieobecność resztek form i rdzeni. Metodą tą sprawdza się również łopatki turbinowe na drożność kanałków chłodzących — dzięki lepszej wykrywalności można stosować kanały o mniejszych przekrojach i bardziej skomplikowanym przebiegu. Nadal metoda jest niezastąpiona przy kontroli paliwa atomowego, a także elementów elektronicznych — mikroobwodów i przekazywników. Metoda neutronowa bezbłędnie wykazuje zaworowanie złączy spawanych, a także jest niezastąpiona przy ocenie uszczelnień, określaniu położenia wkładek gumowych i innych. Metoda ta rozszerza nieniszczące metody kontroli.

## NOTATKI ZE ŚWIATA

▲ Komitet Prawny ICAO opracował projekt układu w sprawie „sposobu prowadzenia śledztwa i wydawania sprawców porwania samolotów”. Przyjęcie tego układu będzie „doniosłym krokiem na rzecz zniechęcenia do takich czynów”.

▲ Pięćdziesiąt cztery samoloty VC10 dostarczano przez 5 lat różnym liniom lotniczym. Latały bezawaryjnie, ustanawiając wyjątkowy rekord bezpieczeństwa. Aż wreszcie samolot tego typu pilotowany przez kapitana Hartleya, byłego pilota królowej brytyjskiej, runął z nie ustalonych przyczyn w gęstwinę afrykańskiego buszu. Statystycy lotnictwa cywilnego obliczają, że na każde 170 tysięcy godzin lotów odrzutowców zdarza się jedna katastrofa. Jest to prawie dwukrotnie więcej niż wynosi przeciętna katastrof samolotów z silnikami tłokowymi.

Wskaźnik katastrof odrzutowców pasażerskich podczas pierwszego miliona godzin lotów wynosi 9, z całkowitą stratą samolotu. Wskaźnik ten dla pięciu milionów godzin wynosi obecnie 6 (od 1963 r. — wzrósł trzykrotnie).

# Andrzej Mokrzycki

## Odcinek 4

Po pierwszej wojnie światowej działalność polskiego lotnictwa komunikacyjnego zaczęła się od tego, że zakupiono samoloty Junkers i sprowadzono do Warszawy Niemców — jako instruktorów.

Było wśród nich wielu dygnitarzy z lat 1914—1918, którzy objęli później wysokie stanowiska w hitlerowskiej Luftwaffe. Można tu wymienić jako przykład gen. Milcha, późniejszego zastępcę Goeringa.

Specjaliści niemieccy byli zatrudnieni na lotnisku mokotowskim, które — w owych czasach — było lotniskiem wojskowym.

Sytuacja tego rodzaju w najwyższym stopniu niepokoiła profesora Mokrzyckiego i w związku z nią wszczął specjalną akcję społeczno-polityczną.

Przez kilka lat uporczywie protestował na łamach prasy codziennej i wreszcie — gdy w 1928 r. premierem został Kazimierz Bartel, profesor Politechniki Lwowskiej — została powołana do życia komisja do walki z nadużyciami na szkodę państwa. Wówczas stała się aktualna sprawa lotnictwa cywilnego i penetracji niemieckiej na lotniskach polskich.

Premier Bartel mianował inż. G. A. Mokrzyckiego głównym rzeczoznawcą przy prokuraturze; wkrótce sąd przyjął jego wniosek o rozwiązanie umowy z towarzystwem niemieckim i zatwierdził wyznaczoną kwotę jako odszkodowanie.

W ten sposób profesor Mokrzycki walnie przyczynił się do tego, że lotnictwo polskie pozbyło się Niemców i że w 1929 r. zawiązało się krajowe przedsiębiorstwo lotnicze pod nazwą Polskie Linie Lotnicze „Lot”.

Niemcy dobrze zapamiętali, komu zawdzięczają eksmisję z cennej placówki wywiadu i zapisali profesora na listę skazanych na zagładę.

Po wojnie alianci zawładnęli dokumentami niemieckimi i stwierdzili, że jeden z nich odnosił się do alternatywy planów na wypadek zajęcia Kanady. Na liście kilkunastu osób przeznaczonych do „zlikwidowania” figurowało również nazwisko profesora G. A. Mokrzyckiego. A więc okazało się, że potężny wywiad niemiecki tak bardzo interesował się polskim profesorem, że śledził losy jego tułaczki poprzez kraje i morza.

Działalność społeczna profesora ograniczała się na ogół do publicystyki w prasie codziennej oraz do pracy w Lidze Obrony Powietrznej i Przeciwwzawowej, która była stowarzyszeniem wyższej użyteczności publicznej. Widząc jednak, że dyplomowani inżynierowie nie zawsze zajmują stanowiska, na które zasługują z tytułu swego wykształcenia i zdolności — wystąpił profesor Mokrzycki w 1928 r. z inicjatywą założenia Związku Polskich Inżynierów Lotniczych.

Dobrał więc profesor na współzałożycieli inżynierów E. Rolanda i P. Borejszę, opracował statut stowarzyszenia i pokrył należne opłaty. Warto przypomnieć, że członkami ZPILu mogli być tylko kandydaci posiadający dyplom ze szkoły akademickiej.

Przez pierwsze lata profesor Mokrzycki był prezesem Związku. Co miesiąc członkowie odbywali zebrania naukowe, na których referowali swoje prace, a następnie toczyli ożywione dyskusje.

Z upływem lat ZPIL stał się stowarzyszeniem o dużym autorytecie, grupującym dyrektorów i przedstawicieli władz lotniczych, wpływającym na nominacje na kierownicze stanowiska ludzi wykształconych i zdolnych. W chwili wybuchu wojny Związek liczył około 220 członków\*.

\* Historii Związku Polskich Inżynierów Lotniczych — z okazji 40-lecia od założenia — czasopismo nasze poświęciło specjalny artykuł w zeszytach 10 z 1968 r.

### NARADA NAUKOWO-TECHNICZNA NA TEMAT ZAOPATRZENIA BUDOWNICTWA LOTNISKOWEGO W KRUSZYWO KAMIENNE

Kruszywo kamienne jest podstawowym materiałem do budowy nawierzchni lotniskowych. Zależnie od ich rodzaju (betonowe lub bitumiczne) stanowi ono 80—90% wszystkich użytych do budowy materiałów, których wartość wynosi 20—30% ogólnej wartości nawierzchni. Nawierzchnie lotniskowe nie różnią się zasadniczo od nawierzchni dróg samochodowych, toteż ogromny rozwój budownictwa drogowego w ostatnich latach wywiera bezpośredni wpływ na budownictwo nawierzchni lotniskowych: pozytywny — dzięki wpływaniu na rozwój potencjału produkcyjnego i bazy materiałowej, ale również negatywny — wskutek nienadążania rozwoju za tempem wzrostu potrzeb w tym zakresie. Toteż, chociaż nawierzchnie lotniskowe stanowią niewielki procent nawierzchni drogowych, obserwuje się wzrost trudności w pokryciu potrzeb budownictwa lotniskowego, co najwyraźniej występuje w materiałach masowych, a więc przede wszystkim w kruszywie kamiennym.

Trudności te wzmagają szczególnie wysokie wymagania jakościowe, jakim musi odpowiadać kruszywo przeznaczone do wbudowania w nawierzchnie lotniskowe. Do spełnienia tych wymagań nie wystarcza wyprodukowanie dobrego kruszywa: dobre kruszywo musi być w porę wywiezione z kamieniołomu, prawidłowo przetransportowane, a następnie właściwie składowane na placu budowy.

Problemy te były tematem specjalnej narady naukowo-technicznej, zorganizowanej 20 maja 1969 r. we Wrocławiu przez Sekcję Komunikacji Lotniczej Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Komunikacji. O wadze zagadnienia i powadze związanych z tym kłopotów najlepiej świadczy liczba około 200 uczestników, reprezentujących dostawców kruszywa, wykonawców robót i instytucje naukowo-badawcze.

Uchwalone na naradzie wnioski sprowadzają się do podkreślenia potrzeby pilnej poprawy zaopatrzenia budownictwa lotniskowego w kruszywo kamienne o wysokiej jakości. Wobec ścisłego związku budownictwa lotniskowego z budownictwem drogowym wymaga to przede wszystkim przyspieszenia tempa wzrostu potencjału produkcyjnego kamieniołomów drogowych i żwirowni, a zwłaszcza szybszego tempa wyposażenia tych zakładów w sprzęt do kompleksowego uszlachetniania kruszywa (kruszenie, sortowanie, mycie). Niezbędnym warunkiem skuteczności tych przedsięwzięć jest oczywiście zapewnienie odpowiedniego potencjału transportowego (środki przewozowe i ładunkowe).

Do czasu załagodzenia trudności, jakie występują obecnie we wszystkich wymienionych dziedzinach, uznano za konieczne zapewnienie budownictwu lotniskowemu zaopatrzenia w kruszywo na warunkach uprzywilejowanych.

# VI KONGRES TECHNIKÓW POLSKICH

## TRYBUNA LOTNIKÓW

### Apel do inżynierów i techników lotnictwa

W dniach 11—13 lutego 1971 r. odbędzie się w Poznaniu VI Kongres Techników Polskich pod hasłem:

### TECHNIKA W PROCESIE INTENSYFIKACJI GOSPODARKI

Podstawowym zadaniem Kongresu będzie sformułowanie wniosków techników polskich dla najlepszej realizacji zadań zawartych w planie gospodarczym na lata 1971—1975 oraz wskazanie kierunków rozwoju poszczególnych dziedzin techniki w latach następnych.

Organizacja prac przygotowawczych do Kongresu oraz jego obrady przebiegać będą w 13 Sekcjach Głównych, a wśród nich w:

#### Sekcji VI. **BUDOWA I EKSPLOATACJA MASZYN APARATURY I URZĄDZEŃ**

oraz

#### Sekcji XII. **TRANSPORT I KOMUNIKACJA** zajmujących się problematyką lotnictwa.

Tezy opracowane w wymienionych sekcjach mają stanowić materiał do szerokiej dyskusji przedkongresowej nad opracowaniem takiego merytorycznego ukierunkowania dyskusji na samym Kongresie, która stworzy podstawy do przyjęcia projektów i propozycji dalszego rozwoju lotnictwa.

W dyskusji tej nie powinno zabraknąć przedstawicieli wszystkich Ośrodków Lotniczych. Powinni oni wypowiedzieć się nie tylko na temat tempa dalszego rozwoju lotnictwa, lecz również omówić problemy organizacji, zarządzania i planowania, a przede wszystkim — jako fachowcy — poddać krytyce i dyskusji, wytyczone tezy, kierunki postępu polskiej nauki i techniki w zakresie lotnictwa.

Problemy Polskiego Lotnictwa nie po raz pierwszy są stawiane na Kongresach Techników. Już na IV Kongresie we Wrocławiu środowiska lotnicze postulowały utworzenie organu koordynującego całokształt zagadnień związanych z zarządzaniem i rozwojem lotnictwa w Polsce. Również na naszej konferencji poznańskiej pt. *Aktualne problemy polskiego lotnictwa* jako generalny postulat stanął następujący wniosek: „...proponuje się powołanie centralnego organu koordynującego i doradczego w dziedzinie lotnictwa na szczeblu Rady Ministrów PRL, np. w postaci Rady Lotnictwa”. W skład Rady Lotnictwa powinni wejść przedstawiciele stosownych wydziałów KC PZPR, zainteresowanych resortów i instytucji centralnych

oraz przedstawiciele odpowiednich stowarzyszeń branżowych. Organowi temu muszą zostać nadane stosowne uprawnienia pozwalające na skuteczne wypełnianie następujących zadań podstawowych:

- ▲ Inicjowanie i ustalanie generalnych koncepcji dotyczących całokształtu lotnictwa PRL w zakresie jego działalności bieżącej i rozwoju
- ▲ Ustalanie zasad współpracy PRL w dziedzinie lotnictwa w płaszczyźnie międzynarodowej
- ▲ Stałe śledzenie działalności w zakresie lotnictwa w poszczególnych resortach i stawianie wniosków dotyczących ewentualnie potrzebnych korekt tej działalności.

Niestety postulat ten do chwili obecnej nie doczekał się realizacji.

Pomimo, że lotnictwo należy do czynników najbardziej intensyfikujących efektywność różnych dziedzin gospodarki narodowej, uchwały poprzednich kongresów nie poświęcały w dostatecznej mierze miejsca jego problematyce — wbrew polskim potrzebom gospodarczym, wbrew naszym możliwościom i tradycjom.

Nie poruszano problemu polskiego przemysłu lotniczego — konstrukcji i budowy sprzętu latającego; pomijało się zagadnienia komunikacji lotniczej i takich form usług, jak lotnictwo sanitarne i gospodarcze; nie mówiło się nic o kierunkach rozwoju lotnictwa sportowego przygotowującego jednocześnie kadry dla potrzeb zarówno cywilnych, jak i obronności kraju.

A jednocześnie wiadomo, że samoloty, szybowce, śmigłowce, silniki lotnicze i osprzęt pokładowy wymagają największego wkładu myśli ludzkiej, że wyroby te na rynkach światowych przynoszą obok urządzeń elektronicznych największe zyski w odniesieniu do kilograma konstrukcji.

Wiadomo także, że eksport usług w dziedzinie lotniczych przewozów pasażerskich i towarowych jest jedną z najbardziej opłacalnych form działalności, zwłaszcza na długich trasach. Intensywny rozwój gospodarki narodowej narzuca również konieczność odpowiedniego rozwijania komunikacji krajowej i lotniczych usług transportowych.

Tezy do dyskusji przedkongresowej w części dotyczącej polskiego lotnictwa nie zawierają wielu istotnych problemów, które powinny jednak znaleźć się na Kongresie jako efekt opinii i wniosków środowisk lotniczych.

W dyskusji powinni wziąć udział wszyscy pracownicy lotnictwa.

Wnioski i postulaty prosimy przesyłać pod hasło:

## **VI KONGRES TECHNIKÓW POLSKICH — TRYBUNA LOTNIKÓW**

*Sekcja Lotnicza  
Stowarzyszenia Inżynierów  
i Techników Mechaników  
Polskich*

*Sekcja Główna Komunikacji  
Lotniczej Stowarzyszenia  
Inżynierów i Techników  
Komunikacji*

*Warszawa, 24 marca 1970 r.*

## Some problems of the automatical control of two-spool turbojets

In this paper the processes arising in the turbojet engine being the object of the automatical control are discussed and the influence of the external factors and control system action on the engine parameters is explained. The properties of the control systems of two-spool, straight and by-pass, turbojet engines are shown.

KRÓLIKIEWICZ T.

629.734/735(063)

## The aircraft and helicopters on the 28 aeronautical show in Paris

The author of this paper presenting the aircraft and helicopters exhibited on the 28 aeronautical show in Paris has been explained the more important trends in the world aviation in the fields of passenger aircraft, executive jet aircraft, transport aircraft, feeder aircraft, trainers, COIN and combat aircraft, VTOL aircraft and helicopters.

ŻYLICZ M.

388.9:656.7.003.1

## On the profitableness of the long-range air transport

The general situation of the world air transport from the profitableness point of view improves permanently, although periodical fluctuations appear, due to the decreasing critical aircraft loading factor. Obviously, the exploitation results are different for various airlines and geographical regions. In the actual operation area of the PLL Lot can be observed the highest critical loading factor that means the lower profitableness than in other regions. In the paper the specific costs of the Lot international transport have been analysed and compared with average costs of other airlines and the project of Lot Atlantic route have been discussed.

# KRONIKA

▼ Przed IX Krajowym Zjazdem APRL miało miejsce spotkanie wiceministra Obrony Narodowej gen. broni G. Korczyńskiego z delegacją Zarządu Głównego Aeroklubu w osobach: p.o. prezesa — J. Antoniszczaka, delegata MON — gen. bryg. nawig. W. Jagiełły oraz sekretarza generalnego — płk. pil. S. Skalskiego.

▼ Lotnictwo sportowe w Polsce powstało 30 października 1919 roku z inicjatywy redakcji dwutygodnika „Żegluga Napowietrzna”. W 1920 r. Aeroklub Polski został przyjęty do FAI, zaś po wojnie podjął swą działalność 10 października 1945 r.

Aeroklub PRL zrzesza ponad 120 tys. członków w 37 aeroklubach regionalnych i w 1032 kołach lotniczych.

Imponujący jest dorobek szybownictwa w 25-leciu PRL. Wymieńmy najważniejsze osiągnięcia w tej dyscyplinie. Szybownicy trzykrotnie zdobywali tytuły mistrzów świata: A. Witek w 1958 r., E. Makula w 1963 r. i J. Wróblewski w 1965 r. Polacy osiągnęli także dwa tytuły pierwszych wicemistrzów świata oraz cztery tytuły drugich wicemistrzów świata. Nasi szybownicy ustanowili 62 rekordy międzynarodowe. Trójka reprezentantów Polski: Majewska, Góra i Makula za swoje osiągnięcia otrzymali najwyższe na świecie odznaczenie szybowcowe, medal Lilienthala. Polscy szybownicy są posiadaczami 214 złotych odznak z trzema diamentami. Na świecie podobne odznaki łącznie z Polakami ma 750 pilotów. Ponadto Polacy są posiadaczami 170 złotych odznak z dwoma diamentami i 480 — z jednym diamentem.

Do szybowcowej kadry narodowej powołani zostali: w klasie otwartej — Makula i Kmiotek, zaś w klasie standard — Wróblewski i Kępka.

Polscy spadochroniarze — wykonując rocznie około 37 tys. skoków — dołączają dziś do czołówki światowej.

Niestety — z powodu niedostatku sprzętu — osiągnięcia w lotniczym sporcie silnikowym nie mogą być uważane jako zadowalające. A przecież sport ten może się poszczycić takimi pilotami akrobatycznymi, jak: bracia Kasperkowie, Mikołajczyk czy Kowala.

Na koniec czwarta dyscyplina lotnicza — modelarstwo notuje ogromne sukcesy. W 335-tysięcznej rzeszy wyszkolonych przez Aeroklub modelarzy jest wielu takich, którzy są bezkonkurencyjni na świecie.

▼ Na IX Krajowym Zjeździe Aeroklubu PRL w Warszawie wybrano nowe władze. Na czele APRL stanął gen. bryg. W. Jagiełło, a wiceprezesami zostali: J. Antoniszczak, wiceminister Przemysłu Maszynowego J. Chyliński i płk. pilot S. Skalski. Płk. Skalski będzie pełnił również funkcję sekretarza generalnego Aeroklubu PRL.

IX Zjazd toczył się w szczególnie uroczystej atmosferze, gdyż odbył się on w okresie obchodów 50-lecia lotnictwa sportowego w Polsce. Z tej okazji zasłużeni działacze sportu lotniczego otrzymali odznaczenia państwowe.

W ożywionej dyskusji zwrócono uwagę na ważną rolę organizacji aeroklubów w obronności kraju. Mówiono także o braku sprzętu i o zadaniach ideowo-wychowawczych, jakie stoją przed Aeroklubem w najbliższej czteroletniej kadencji nowego zarządu.

Gen. Raczkowski wytyczając zadania APRL powiedział: „Trzeba uczyć młodzież nie tylko lotnictwa w sensie techniki latania, lecz równocześnie z rozwijaniem miłości do lotnictwa, do jego historii, do tradycji — ukazywać perspektywy, kształtować współodpowiedzialność za losy kraju, za jego siłę i rozwój”.

Nowym Władzom Aeroklubu PRL życzymy osiągnięcia wielu sukcesów w pracy nad rozwojem naszego lotnictwa sportowego.

▼ W wywiadzie prasowym gen. Jagiełło oświadczył: „Aeroklub PRL stawia sobie zadanie objęcia szkoleniem większej liczby młodzieży, w tym przede wszystkim robotniczej. Sport lotniczy nie jest tylko sportem, ale ma również ogromne znaczenie w obronności kraju. Pilotów mamy świetnych lecz przeżywamy poważne kłopoty ze sprzętem. Mamy nadzieję, że polski przemysł maszynowy pomoże nam w rozwiązaniu trudności sprzętowych, ale na to trzeba będzie poczekać kilka lat”.

Niestety, tak mści się krótkowzroczność czynników odpowiedzialnych za lotnictwo w Polsce.

**Tablica 1. Efekty ekonomiczne przedsiębiorstw Pan Am w tys. dolarów**

Źródła wpływów	Lata		
	1959	1965	1968
Przewozy pasażerskie	273 600	476 200	705 600
Poczta	24 000	55 700	100 400
Ładunki towarowe	42 000	96 000	127 400
Przewozy charterowe	11 800	32 800	95 400
Inne wpływy	4900	8300	7300
<b>Razem wpływy</b>	<b>356 800</b>	<b>669 000</b>	<b>1 036 100</b>
Wydatki przedsiębiorstwa	339 900	583 500	968 200
<b>Czysty zysk przedsiębiorstwa</b>	<b>16 900</b>	<b>85 500</b>	<b>67 900</b>

Realizacja ładunku i rozładunku łącznie z przygotowaniem samolotu do kolejnego lotu zmusiła przedsiębiorstwo do przebudowy lotniska bazowego Nowy Jork — Kennedy International Airport. Na lotnisku tym rozwiązano bezkolizyjny ruch pasażerów przylatujących i odlatujących. Procesy obsługowe pasażerów odbywają się na różnych poziomach. Podobnie wygląda sytuacja z ładunkami towarowymi. Warto powiedzieć, że przy tak olbrzymim ruchu przewozowym Pan Am zatrudnia zaledwie 22 tys. ludzi, w tym na lotnisku bazowym 5130. Do lotnisk bazowych przystosowanych do obsługi samolotu Boeing 747 należą jeszcze San Francisco i Miami.

Na lotniskach tych wszystkie czynności obsługowe zostały zautomatyzowane. Począwszy od rezerwacji miejsc na określony samolot przez kodowanie bagażu i skierowanie go na określony samolot. W najbliższym czasie podobne prace będą przeprowadzone na innych lotniskach, dokąd docierać będą samoloty Boeing 747. Problem ten będzie o tyle ułatwiony, że wiele przedsiębiorstw lotniczych świata również zamówiło te samoloty i przystosowuje do ich eksploatacji własne lotniska. Wymienimy niektóre z nich: „Air France”, KLM, BOAC, „Lufthansa”, „Alitalia” itd. — łącznie 16 przedsiębiorstw.

Pan Am dysponuje własną szkołą przygotowującą personel latający i naziemny. Szkoła ta mieści się w miejscowości Roswell w Stanie Nowy Meksyk. Szkoła wyposażona jest w symulatory wszystkich typów samolotów, jakie eksploatowane są przez przedsiębiorstwo.

Wyżej powiedziano, że Pan Am finansowało prace badawcze związane z konstrukcją samolotu Boeing 747, ale zainteresowania przedsiębiorstwa wybiegają znacznie dalej. Pan Am bierze czynny udział w pracach związanych z badaniem przestrzeni kosmicznej, we własnych laboratoriach prowadzi się

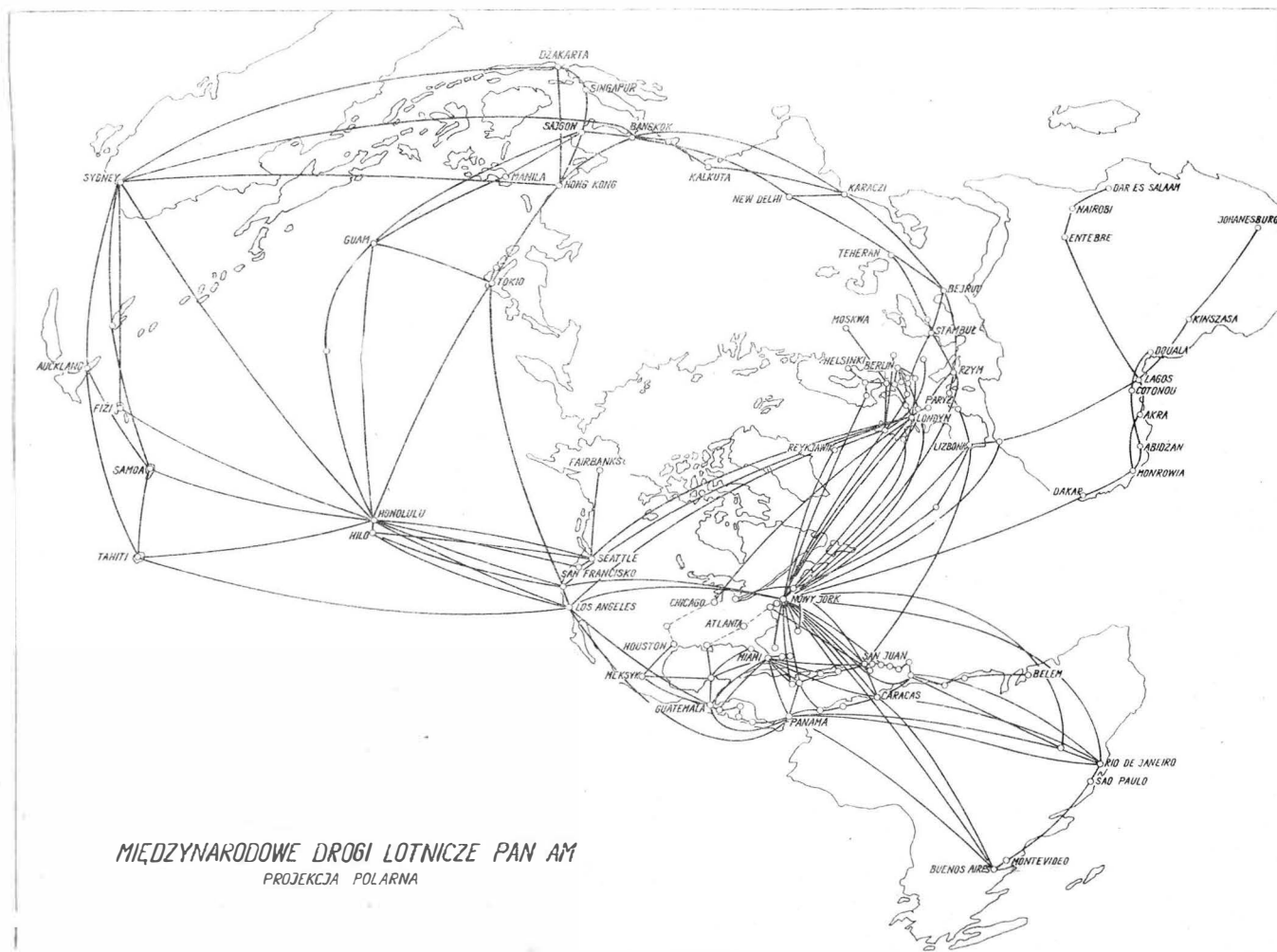
**Tablica 2. Wskaźniki przewozowe przedsiębiorstwa Pan Am**

Wybrane wskaźniki	Lata		
	1959	1965	1968
Liczba wylatanych km [w mln]	1616	2320	4144
Wartość pracy przewozowej [w mln pasażero-km]	7349	15 793	26 376
Wykorzystanie powierzchni handlowej [%]	71,2	57,9	57,4
Liczba przewiezionych pasażerów [tys.]	3219	5840	9736
Liczba pasażerów na pokładzie	49	73	71
Średnia odległość lotu na pasażera [w km]	2203	2704	2703
Koszt przewozu tona-km [centy]	18,7	12,6	10,8

prace związane z wyposażeniem statków „Apollo” w przyrządy nawigacyjne, optyczne, paliwowe itp. Prowadzi się również czynną współpracę w zakresie kontroli lotów statków kosmicznych. Prace tego rodzaju mają duże znaczenie dla dalszego rozwoju przedsiębiorstwa, szczególnie po wprowadzeniu do eksploatacji samolotów naddźwiękowych czy nawet w dalszej perspektywie samolotów hipersonicznych. Przedsiębiorstwo otrzymuje już pierwsze zamówienia na rejsy księżycowe\*.

Warto zasygnalizować w tym miejscu, że do najaktywniejszych linii Pan Am należy Północny Atlantyk czy też linia Pacyficzna. Północny Atlantyk jest drogą, która szczególnie interesuje nasz kraj. Ostatnio Czechosłowacja weszła na ten szlak jako kolejny, już 21 przewoźnik. Analizy wykazują, że na tej trasie staje się coraz ciśnień, a konkurencja jest tam coraz większa. Tymczasem Pan Am jest szczególnie zainteresowane kierunkiem przewozów do Polski, mając na uwadze liczną polonię amerykańską. Należałoby więc przestudiować możliwości nawiązania współpracy z tym przedsiębiorstwem i wykorzystać jego olbrzymie doświadczenie.

\* Dla uzupełnienia obrazu działalności Pan Am należy dodać, że oddział samolotów służbowych tego przedsiębiorstwa zajmuje się rozprawdaniem w USA francuskich odrzutowych samolotów służbowych Marcel Dassault „Fan Jet Falcon”. W 1968 r. zyski z tego źródła wyniosły ok. 3 mld dol. Samoloty „Fan Jet Falcon” dostarczone przez Pan Am mają zapewnioną w bazach przedsiębiorstwa — podobnie zresztą jak prywatne samoloty turystyczne — obsługę obejmującą tankowanie paliwa, planowanie i kontrolę lotu, zaopatrzenie pasażerów w żywność, a poza tym przeglądy, naprawy, części zamienne itp. (przyj. redakcji).



# lotnicze przedsiębiorstwa świata

## PAN AMERICAN WORLD AIRWAYS

Założycielem jednego z największych przedsiębiorstw lotniczych świata był Juan Trippe. Syn znanego organizatora transportu morskiego w Stanach Zjednoczonych nie poszedł w ślady ojca. Jako pilot wojskowy odbywał służbę w lotnictwie bombowym. Już w 1923 r. organizuje pierwsze przedsiębiorstwo lotnicze Long Islands Airways, a w 1927 r. kładzie podwaliny przedsiębiorstwa Pan American World Airways, którym kieruje przez 30 lat.

Warto wspomnieć, że zainteresowania jego były wszechstronne. W zakresie działalności naukowej bierze czynny udział w organizacji Instytutu Geograficznego i Biologicznego, jest dyrektorem Amerykańskiego Czerwonego Krzyża, organizuje szpitale dla dzieci upośledzonych umysłowo.

Efekty wieloletniej działalności tego człowieka widoczne są dzisiaj. Pan Am należy do najnowocześniejszych przedsiębiorstw lotniczych świata i obejmuje swoim zasięgiem cały glob ziemski. Jest to typowe przedsiębiorstwo dalekiego zasięgu.

Aktualnie przedsiębiorstwem kieruje również specjalista Pan Hallaby, były szef Federalnej Agencji Lotniczej.

Tak jak w większości przedsiębiorstw lotniczych świata, tak i w przedsiębiorstwie Pan Am w okresie ostatnich lat zachodziły generalne przemiany sprzętowe. Podobna sytuacja trwać będzie jeszcze kilka lat. Pociąga to za sobą duże nakłady finansowe, ale w konsekwencji warunkuje dalsze powodzenie ekonomiczne przedsiębiorstwa.

Według stanu na dzień 1 stycznia 1969 r. przedsiębiorstwo dysponowało flotą liniową składającą się ze 160 samolotów. W skład floty liniowej wchodziły następujące typy samolotów:

Boeing 707-100B — 5 sztuk  
Boeing 707-321B — 59 sztuk

Boeing 707-321C — 32 sztuki  
Boeing 707-020B — 9 sztuk  
Boeing 707-21 — 20 sztuk  
Boeing 707-210C — 4 sztuki  
Boeing 707-300 — 26 sztuk  
Douglas DC-8 — 5 sztuk.

Nowoczesna flota jest stale uzupełniana w miarę postępu w budowie samolotów pasażerskich. Aktualnie zaplanowano kupno 33 samolotów Boeing 747, które będą wprowadzane do eksploatacji w okresie od końca 1969 r. do pierwszej połowy 1971 r.

Następnie przewiduje się wprowadzenie do eksploatacji samolotów naddźwiękowych. Będą to samoloty „Concorde” (8 sztuk) oraz samoloty Boeing 2707. To już będzie prawdopodobnie rok 1978.

Od wielu lat przedsiębiorstwo znajduje się w stadium ciągłej modernizacji, a mimo to legitymuje się bardzo wysokimi efektami ekonomicznymi. Na przykład dla przyspieszenia prac badawczych i produkcji samolotu Boeing 747 Pan Am udzieliło kredytu w wysokości 1,5 mld dolarów firmie Boeing. Eksperyment ten okazał się bardzo udany. Akt ten poprzedzony został bardzo gruntownymi badaniami w oparciu o rachunek ekonomiczny. Okazuje się bowiem, że tego typu samolot jest zasadniczym wyjściem z trudności, jakie narastają przy wzrastającym popycie na przewozy lotnicze.

Nowoczesny sprzęt lotniczy wymagał zasadniczych zmian, szczególnie w zapleczu dworców lotniczych. Samolot Boeing 747 zabiera jednocześnie 304 pasażerów w klasie ekonomicznej, 58 w klasie pierwszej oraz 20T ładunków. Równocześnie z załadunkiem odbywa się tankowanie paliwa, którego do zbiorników wchodzi ponad 110 tys. litrów. Całość prac załadunkowych i rozładunkowych przewidziana jest na 40 minut.

*Dokończenie na III str. okładki*

