



**technika
lotnicza
i astronautyczna**

4
1969

lotnicze porty świata

AMSTERDAM SCHIPHOL

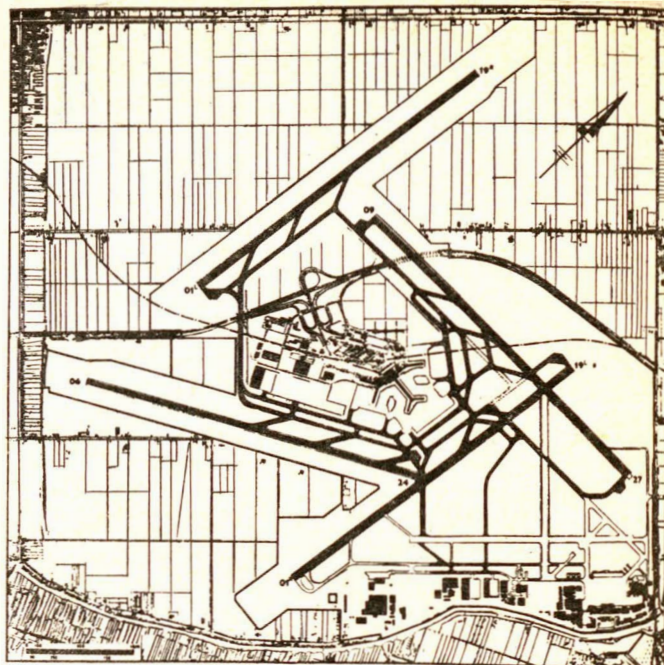
Lotnisko Schiphol ma bogatą tradycję i równoległe z przedsiębiorstwem KLM obchodzić będzie w tym roku 50-lecie swojego istnienia. W potencjale przewozowym Europy Schiphol znajduje się obecnie na 7 miejscu pod względem przewozów pasażerskich (w 1967 r. — 3670 tys. pasażerów). W przewozach towarowych lotnisko zajmuje trzecie miejsce w Europie, po Paryżu i Frankfurtu (w 1967 r. przewieziono ponad 108 tys. ton ładunków).

Usytuowanie geograficzne lotniska z punktu widzenia usługowego ma charakter podobny do portu morskiego w Rotterdamie. Dlatego też należy spodziewać się, że wprowadzenie do eksploatacji autobusów powietrznych znacznie spotęguje tutaj ruch tranzytowy, tym bardziej że Schiphol dysponuje przygotowanym zapleczem dla takich samolotów.

Lotnisko ma kształt kwadratu o wymiarach 4×4 km (powierzchnia 1600 ha). W całości lotnisko wygląda jak wielki polder, który sprzyjał doskonałemu rozwiązaniu przestrzennemu. W ruchu pasażersko-towarowym lotnisko obsługuje nie tylko Amsterdam, lecz także Rotterdam oraz Hagę. W zasięgu lotniska znajduje się również wiele mniejszych miast. Łącznie około 30% ludności Holandii mieszka w strefie 1-godzinnego dojazdu do lotniska. Dla usprawnienia dojazdów na lotnisko ośrodki centralne mają bezpośrednie połączenia kolejowe z portem lotniczym.

Jakkolwiek w układzie lotnisk europejskich lotnisko Schiphol nie jest największe, jednakże pod względem wyposażenia technicznego należy do najnowocześniejszych.

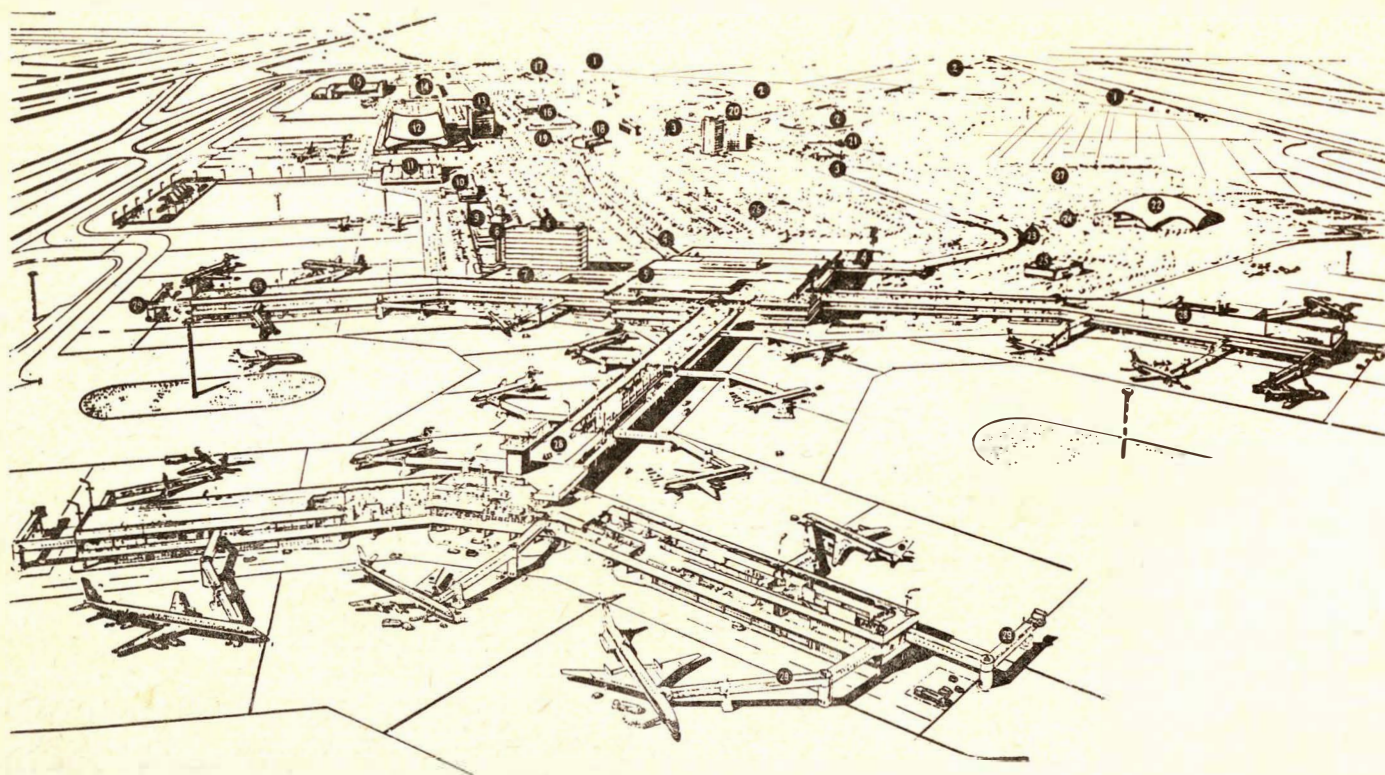
Rewelacją na miarę światową jest kompleksowość urządzeń portowych, pod względem zewnętrznym i wewnętrznym. Główny budynek portowy ma tzw. połączenia palcowe (korytarze teleskopowe) bezpośrednio z płytami peronowymi. Łącznie na płytach peronowych znajduje się 25 stanowisk z oddzielnymi połączeniami teleskopowymi. Układ przestrzenny i wyposażenie lotniska pozwala na obsługę docelową 7 mln pasażerów



rocznie, co może być osiągnięte już w 1975 r. Potem istnieje możliwość dalszej rozbudowy o 20 kolejnych stanowisk. Po wprowadzeniu do eksploatacji autobusów powietrznych zdolność przepustowa lotniska dojdzie do 15 mln pasażerów rocznie. Na tym jednak nie koniec, przewidziano bowiem miejsce na satelitarny budynek portowy o podobnej zdolności przepustowej, jak w istniejącym. Tak więc układ przestrzenny lotniska pokryje potrzeby przewozowe do 2000 roku. Rozwiązanie takie, szczególnie dla Holandii, jest jak naj-

okończenie na str. 24

Opis wybranych obiektów na lotnisku: 1—2—autostrada Haga—Amsterdam oraz tunel pod lotniskiem, 3—4—główny wjazd na lotnisko, 5—dworzec lotniczy, 6—budynek administracyjny portu, 8—wieża kontrolna, 9—budynek służb technicznych i administracyjnych, 11—budynek obcych towarzystw lotniczych, 12—dworzec towarowy, 13—budynek administracyjny dworca towarowego, 14—magazyn celny, 15—hangar KLM, 17—warsztaty towarzystw naftowych, 18—centralna kotłownia, 20—hotel, 21—biuro wynajmu i kupna samochodów, 22—budynek przeznaczony na muzeum lotnictwa, 25—dworzec kolejowy, 26—27—parkingi na 6500 samochodów, 29—tunele teleskopowe



TECHNIKA LOTNICZA I ASTRONAUTYCZNA

MIESIĘCZNIK
SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXIV Kwiecień 1969 Zeszyt 4

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

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

SPIS TREŚCI

	Str.
A. Marks: Pierwsza wyprawa w kierunku Księżyca	1
A. Marks: Radziecki statek kosmiczny „Sojuz”	4
E. Łuczywek, A. Tarnogrodzki: Kształt czołowej fali uderzeniowej w locie prostoliniowym z przyspieszeniem. Część II. Lot ze zmiennym przyspieszeniem	5
S. Szczeciński, S. Wiśniewski: Wpływ luzu wiérzchołkowego łopatek sprężarki osiowej na jej parametry	9
WARTO PRZECZYTAĆ	12
B. Dostatni: Przed startem autobusów powietrznych i samolotów naddźwiękowych. Rozważania ekonomiczne	13
J. Koniuszewski: 40 lat polskiego lotnictwa komunikacyjnego — dok.	16
M. Żebrowski: Lot w turbulencji według wskazań przyrządów pokładowych	19
M. Kwiatkowski: Kształtowanie rdzenia komórkowego metodą zginania dla krzywoliniowych konstrukcji przekładkowych	25
NOWOŚCI TECHNICZNE	28
POMOCE KONSTRUKTORSKIE TECHNIKI LOTNICZEJ i ASTRONAUTYCZNEJ: Pomoc inżyniera prób w locie — dok. z nru 3/69	32
LOTNICZE PORTY ŚWIATA: AMSTERDAM SCHIPHOL	II str. okł.
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZEJ SIMP	IV str. okł.
NOTATKI ZE ŚWIATA	IV str. okł.



WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOT
Warszawa
Czackiego 3/5

Redaktor naczelny:
mgr inż. *Stefan Sulikowski*

Sekretarz redakcji:
M. Klara Szurmak

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

Redaktor techniczny:
Alicja Bil

Rada Programowa:
Prof. mgr inż. *L. Dulęba*, mgr inż. *J. Grzegorzewski*, mgr inż. *H. Krajewski*, mgr inż. *A. Lewkowicz*, inż. *R. Machnowski*, mgr inż. *W. Pietrzak*, mgr inż. *B. Trala*, mgr inż. *J. Wojciechowski*

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

Wrocławska Drukarnia Dzielowa. Zam. 2445/C — J-2.
Nakład 1600 egz. Papier druk. sat. kl. IV, 70 g, 60 × 86.

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

Касается космического корабля „Аполло” 8

В статье дается краткое описание ракеты „Сатурн” 5 и космического корабля „Аполло” 8, даются основные данные, касающиеся Туны и подробно описывается полет космического корабля „Аполло” 8. В статье рассматриваются некоторые вопросы космических полетов и поясняются неточности, появившиеся в периодической прессе, связанные с полетом космического корабля „Аполло” 8.

ŁUCZYWEK E., TARNOGRODZKI A. 533.6.011.72:533.6.015.3

Форма лобовой ударной волны при прямолинейном полете с ускорением
Вторая часть касается формы ударной лобовой волны при переменном ускорении

В первой части настоящей статьи рассмотрено влияние высоты полета, постоянного ускорения самолета и числа Ма на положение и форму лобовой ударной волны при полете с постоянным ускорением. Во второй части рассмотрена форма ударной лобовой волны при полете с переменным ускорением и более подробно рассматривается явление сильной ударной звуковой волны.

SZCZECIŃSKI S., WIŚNIEWSKI S.

621.515:62—253.58

Влияние радиального зазора лопаток осевого компрессора на его параметры

Статья касается существенной с точки зрения конструкции и эксплуатации авиационных газотурбинных двигателей проблемы подбора радиального зазора лопаток осевых компрессоров и оценки его влияния на параметры компрессора. Статья является частью более обширной работы, в которой рассматривается оценка радиальных зазоров лопаток компрессоров и турбин в различных оборотах двигателей, а также оценка влияния этих зазоров условиях полета и при различных параметрах, особенности работы и ресурсе двигателей.

ŻEBROWSKI M.

533.6.013.8:629.13.05

Полет в турбулентной атмосфере по указаниям бортовых приборов

Полет в сильно турбулентной среде создает большие опасности, в связи с неправильными реакциями летчика, связанными с показаниями бортовых приборов. В статье даются результаты исследований вопросов, связанных с полетом в турбулентной среде. Результаты исследований были получены на самолетах и при помощи имитаторов полета. Рассматриваются причины неправильных реакций летчика при полете по приборам в турбулентной среде и предлагается способ правильного управления самолетом в таких случаях.

KWIATKOWSKI M.

678.—405.8:629.13.002

Формировка сотового вынолнителя методы изгиба для криволинейных трехслойных конструкции

Из трех методов формирования сотового вынолнителя представлено изгиб в растянутом состоянии. Анализ темы приведен в очередных этапах: от деформации свободного сотового вынолнителя, через структуральную деформацию, обливание сотового вынолнителя на цилиндрической поверхности до обвивания на шарикообразной поверхности. Попробовано определить допустимые структуральные деформации сотового вынолнителя.



technika lotnicza i astronautyczna

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

Dr inż. ANDRZEJ MARKS

523.3:629.19(73)

PIERWSZA WYPRAWA W KIERUNKU KSIĘŻYCA

W artykule przypomniano szczegóły budowy statku „Apollo” i rakiety nośnej „Saturn” 5 oraz podstawowe wiadomości na temat Księżyca. Opisano przebieg wyprawy statku „Apollo” 8, wyjaśniając przy tym niektóre zagadnienia mechaniki lotów kosmicznych i zwracając uwagę na nieścisłości, jakie wkrały się do doniesień prasy codziennej na temat lotu statku „Apollo” 8.

Tydzień od 21 do 27 grudnia 1968 r. przejdzie do historii jako okres realizacji najniezwyklejszej w dotychczasowych dziejach astronautyki załogowej wyprawy. W dniach tych wysłany z Ziemi trzyosobowy statek kosmiczny „Apollo” 8 zbliżył się do Księżyca, okrążył go 10 razy i pomyślnie powrócił na Ziemię. Oczywiście był to najtrudniejszy i najniebezpieczniejszy z dotychczasowych załogowych lotów kosmicznych, tak że przed startem statku wielu poważnych uczonych powątpiewało nawet w możliwość udania się przedsięwzięcia i wyrażało obawy o życie astronautów: 40-letniego *Franka Bormana*, 40-letniego *Jamesa Lovella* i 35-letniego debiutanta w Kosmosie, *Williama Andersa*.

Statek „Apollo” 8

Statek „Apollo” 8 składał się z dwóch zasadniczych zespołów: kabiny załogi i członu raketowego.

● **Kabina załogi.** Jak wiadomo kabina „Apollo” ma kształt stożka ze spłaszczonym wierzchołkiem i wypukłą podstawą. Kabina ma wysokość 3,65 m i średnicę podstawy 3,89 m. Podstawa jest osłonięta pancierzem termicznym o grubości od 17 do 68 mm. (Kabina wlatuje do atmosfery nie osiowo, lecz nieco odchylona od kierunku lotu, toteż pancierz ablacyjny nagrzewany jest nierównomiernie i stąd różnice jego grubości). Ściany kabiny wykonane są ze stopu, którego głównym składnikiem jest aluminium. Mają one postać konstrukcji przekładkowej o grubości od 6 do 37 mm.

Na zewnętrznych ścianach kabiny znajdują się dwa niezależne zespoły po 6 raketowych dysz sterujących, z których każda wytwarza ciąg 42,5 kG.

Astronauci siedzą w czasie lotu w trzech umieszczonych obok siebie fotelach, z których dwa zewnętrzne mogą być składane, a na ich miejsce mogą być rozpinane hamako-śpiwory dające względny komfort wypoczynku.

W węższej części kabiny mieszczą się dwa jednokrotnie zreflowane spadochrony stabilizujące o średnicy czasz 5,0 m i trzy dwukrotnie zreflowane główne spadochrony o średnicy czasz 25,3 m, a na jej wierzchołku — rakieta ratunkowa.

Mimo tragicznego pożaru jednego z prototypów kabiny w styczniu 1967 r. nie zrezygnowano jednak ze stosowania w niej atmosfery z czystego tlenu. W wyniku różnorodnych zmian ciężar kabiny wzrósł jednak z pierwotnych 4500 kG do 5626 kG.

● **Człon raketowy.** Człon raketowy statku miał postać cylindra o długości 6,69 m i średnicy 3,89 m. Ściany jego wykonane były jako konstrukcja przekładkowa ze stopu aluminiowego. Miały one grubość 25 mm. W dnie członu mieścił się silnik raketowy o ciągu 9290 kG. W członie mieściły się zbiorniki zawierające paliwo (mieszaninę 50% : 50% niesymetrycznej dwumetylohydrazyny i hydrazyny) i utleniacz (czterochlorek azotu) — w łącznej ilości około 20 000 kG. Paliwo i utleniacz były przetwarzane do silnika ciśnieniem sprężonego helu.

Oprócz tego w członie znajdowały się główne i pomocnicze źródła energii elektrycznej. Głównym źródłem były trzy baterie po 31 wodorotlenowych ogniw paliwowych wytwarzające prąd elektryczny o napięciu 28 V przetwarzany na prąd o napięciu 115 i 200 V i częstotliwości 400 Hz.

Na obwodzie kadłuba członu znajdowały się 4 symetrycznie rozmieszczone zespoły po 4 dysze raketowe umożliwiające zmiany położenia przestrzennego statku, jak też pewne zmiany prędkości i kierunku jego lotu. Każda z dysz wytwarzała ciąg 47,2 kG.

Na zewnątrz członu raketowego statku „Apollo” umieszczone były także 4 anteny radiowe z paraboloidalnymi zwierciadłami o średnicy 79 cm każda, tworzące jeden zespół wspólnie zwracany ku Ziemi. W czasie startu statku „Apollo” 8 człon raketowy statku miał ciężar 23 271 kG. (Według pierwotnych planów miał on mieć ciężar 21 600 kG).

Cały statek kosmiczny „Apollo” 8 miał więc ciężar prawie 29 000 kG. (Dodać jednak trzeba, iż w czasie wypraw na powierzchnię Księżyca w skład statku wchodzić jeszcze będzie statek księżycowy LM o ciężarze około 16 000 kG, a więc w czasie lotu „Apollo” 8 zarówno możliwości raketowego członu statku, jak i rakiety nośnej „Saturn” 5 wykorzystane były tylko w części, toteż człon i rakietka miały pokaźny nadmiar materiałów pędnych.

Rakietka nośna „Saturn” 5

Dla wprowadzenia w kuksięzycowy ruch statku „Apollo” 8 użyta została wielka trzystopniowa rakietka nośna „Saturn” 5 mająca w chwili startu z Ziemi wysokość 85,4 m (umieszczona na niej część przejściowa, tzw. adapter, statek „Apollo” 8 i rakietka ratunkowa miały wysokość jeszcze 26,4 m). Ciężar startowy rakiety był równy 2 817 550 kG.

Pierwszy stopień rakiety miał cylindryczny kadłub o średnicy 10,3 m i długości 41,9 m. Ciężar pustego stopnia wynosił 138 460 kG. Zbiorniki jego mieściły 612 780 kG nafty i 1 408 141 kG ciekłego tlenu. Zużycie składników materiałów pędnych przez 5 silników równe było 12 684 kG/s. Silniki wytwarzały ciąg startowy równy około 3 500 000 kG.

Drugi stopień miał cylindryczny kadłub o średnicy 10,3 m i wysokości 24,8 m. Pusty stopień miał ciężar 40 136 kG. Zbiorniki mieściły około 69 144 kG ciekłego wodoru i 360 100 kG ciekłego tlenu. Pięć silników wytwarzało ciąg 452 500 kG.

Ostatni stopień rakiety miał cylindryczny kadłub o średnicy 6,6 m i długości 17,8 m. Ciężar pustego stopnia wynosił 11 778 kG. Stopień mieścił 106 233 kG ciekłego wodoru i ciekłego tlenu. Pojedynczy silnik wytwarzał ciąg 103 000 kG.

Na trzecim stopniu rakiety znajdował się cylindryczny zasobnik z przyrządami. Miał on średnicę 6,6 m, wysokość 0,9 m i ciężar 2211 kG.

Dane o Księżycu

Dla lepszego zrozumienia przebiegu wyprawy w sąsiedztwo Księżyca lub na jego powierzchnię niezbędne jest przypomnienie podstawowych jego cech charakterystycznych:

średnica 3473 km (ok. $\frac{1}{4}$ ziemskiej),
odległość od Ziemi średnio 384 400 km (w dniu 21.12.68 o godz. 11 CSE wynosiła ona 355 191 km),

masa $\frac{1}{81}$ ziemskiej,
siła przyciągania $\frac{1}{6}$ ziemskiej,
prędkość ucieczki z powierzchni 2,38 km/s,
prędkość satelitarna przy powierzchni 1,69 km/s,
czas trwania jednego okrążenia wokół Ziemi 27 dni, 7 godzin, 43 minuty,
czas trwania jednego obrotu (względem Słońca), czyli doba ok. 29 dni ziemskich,
temperatura w punkcie dosłonecznym ok. +130 °C,
„ „ „ odsłonecznym ok. -160 °C.
praktyczny brak atmosfery.

Przebieg lotu

Start wyprawy nastąpił ze specjalnego stanowiska startowego na Przylądku Kennedy’ego w dniu 21 grudnia o godzinie 13 minut 51 czasu warszawskiego.

Silniki pierwszego stopnia rakiety działały 150 sekund do wysokości 60 km i nadały jej prędkość 2,6 km/s. Bezpośrednio po tym zaczęły działać silniki drugiego stopnia zwiększając w ciągu 292 sekund prędkość do 6,1 km/s na wysokości 189 km. Po pewnej chwili uruchomiono na 152 sekundy silnik trzeciego stopnia rakiety. Zwiększył on prędkość lotu do 7,8 km/s, w wyniku czego trzeci stopień rakiety nośnej i statek kosmiczny „Apollo” 8 stały się, w 11 minut i 52 sekundy po starcie, sztucznym satelitą Ziemi okrążającym ją na wysokości od 183 km do 191 km.

W charakterze bliskoziemskiego satelity statek okrążył Ziemię dwukrotnie. W tym czasie astronauta wykonali ostateczną kontrolę urządzeń statku. Co ważniejsze jednak, naziemne stacje obserwacyjne niezwykle dokładnie wyznaczyły parametry aktualnej orbity statku, a w oparciu o nie — dane, kiedy i na jak długo musi być ponownie uruchomiony ostatni stopień rakiety nośnej, aby umożliwić odlot w stronę Księżyca. (Wyjaśnić tu trzeba, że taki dwuetapowy odlot jest powszechnie stosowany w przypadku lotów ku Księżycowi dlatego, że umożliwia on uzyskanie wymaganej prędkości i kierunku lotu z większą dokładnością niż odlot jednoetapowy).

Powtórny zapłon silnika ostatniego stopnia rakiety nośnej nastąpił o godzinie 16 minut 42. Silnik działał przez 312 sekund i zwiększył prędkość statku do 10,9 km/s. Wówczas statek „Apollo” 8 został odcepiony od ostatniego stopnia rakiety nośnej. Nie zużyty w tym stopniu ciekły wodór i ciekły tlen zaczęto wypuszczać przez silnik, w wyniku czego stopień zwiększył jeszcze nieco swą prędkość i, jak się zdaje, stał się sztuczną planetoidą.

Z naciskiem należy zwrócić uwagę, że wbrew temu, co podawała prasa statek „Apollo” 8 nie uzyskał drugiej prędkości kosmicznej, czyli prędkości ucieczki. Nie chodziło bowiem o to, aby uleciał on w głąb przestrzeni międzyplanetarnej, a tylko o to, aby doleciał w rejon Księżyca.

Osiągnąwszy prędkość 10,9 km/s na wysokości około 190 km statek „Apollo” 8 nie przestał więc być sztucznym satelitą Ziemi, ale zaczął się poruszać po wydłużonej eliptycznej orbicie, której apogeum znajdowało się w odległości około 400 000 km od Ziemi.

Gdyby statek osiągnął w czasie odlotu od Ziemi drugą prędkość kosmiczną, równą około 11,1 km/s na wyso-

kości 190 km, to doleciałby w sąsiedztwo Księżyca z prędkością nie 2,6 km/s, jak to miało miejsce w czasie lotu „Apollo” 8, lecz około 3,6 km/s, a co najważniejsze, w razie niewłączenia się silnika członu rakiety nie zawróciłby po obloceniu Księżyca ku Ziemi, lecz pomknął w głąb przestrzeni międzyplanetarnej. Choć więc aktualna prędkość statku w czasie odlotu od Ziemi różniła się od drugiej prędkości kosmicznej bardzo niewiele, to jednak z fizycznego punktu widzenia była to różnica zasadnicza.

Oddalając się od Ziemi astronauta wykonywali oczywiście niewielkie korektury kierunku i prędkości lotu. Statek leciał wtedy coraz wolniej, gdyż ruch jego hamowany był przez przyciąganie Ziemi. Działo się tak aż do chwili wlotu statku do strefy aktywnej Księżyca, która otacza go do odległości około 66 000 km. (W strefie tej przyciąganie Księżyca wywiera dominujący wpływ na ruch wszystkich ciał. Co prawda bezwzględna wartość siły przyciągania Księżyca przewyższa przyciąganie Ziemi dopiero w odległości 38 000 km od Księżyca, ale jeżeli uwzględnimy, że krąży on wokół Ziemi z prędkością 1 km/s, co powoduje powstawanie siły odśrodkowej, to konsekwencją tego jest właśnie to, że jego strefa aktywna rozciąga się do odległości 66 000 km).

Do strefy aktywnej Księżyca statek „Apollo” 8 wleciał w dniu 23 grudnia o godzinie 21 minut 29 z prędkością około 1,0 km/s. Od tego momentu prędkość statku zaczęła rosnąć pod wpływem przyciągania Księżyca.

W dniu 24 grudnia o godzinie 10 minut 48 statek znalazł się obok Księżyca i leciał na wysokości około 127 km z prędkością około 2,6 km/s. Wyjaśnić tu trzeba, że nie mógł on być ani „ściągnięty” na powierzchnię Księżyca przez jego przyciąganie, ani też zostać „schwyty” przez nie i zamieniony w satelitę Księżyca, gdyż statek ma zawsze za dużą na to prędkość. „Apollo” 8 obleciałby więc odwróconą od Ziemi część globu Księżyca i następnie poleciałby ku Ziemi, tak jak to we wrześniu 1868 r. uczynił radziecki bezzałogowy pojazd kosmiczny „Sonda” 5.

Jak wiadomo jednak, celem lotu było przekształcenie statku kosmicznego w sztuczny satelitę Księżyca okrążającego go w niewielkiej odległości. W tym celu prędkość lotu statku w sąsiedztwie Księżyca trzeba było zmniejszyć. Do tego posłużył właśnie człon rakiety statku „Apollo” 8. Gdy statek o godzinie 10 minut 48 znalazł się poza Księżycem, to w 11 minut później — o godzinie 10 minut 59 — astronauta włączyli silnik członu rakiety na 4 minuty i 6 sekund, co zmniejszyło prędkość lotu statku o 912 m/s. W wyniku tego statek stał się sztucznym satelitą Księżyca. Peri-selenium jego orbity znajdowało się po „odwrotnej” stronie Księżyca na wysokości około 111 km, a apose-lenium na wysokości 315 km po stronie Księżyca zwróconej ku Ziemi. Jedno okrążenie statku wokół Księżyca trwało 2 godziny i 4 minuty, z czego połowę czasu statek przebywał dla ziemskich obserwatorów poza Księżycem i tracono wówczas z nim łączność. Płaszczyzna orbity statku była nachylona do płaszczyzny równika Księżyca o około 12°.

Astronauta okrążyli Księżyc 2 razy, po czym o godzinie 15 minut 7 włączyli silnik członu rakiety, aby zmniejszyć prędkość lotu o jeszcze 42 m/s. W wyniku tego statek zaczął okrążać Księżyc na wysokości od 108

do 117 km, a więc po orbicie prawie kołowej. Jedno okrążenie wokół Księżyca trwało około 2 godzin.

Poruszając się w ten sposób „Apollo” 8 wykonał 8 okrążeń wokół Księżyca — zgodnie z programem opracowanym przed startem z Ziemi.

Teraz nadszedł kolejny newralgiczny moment wyprawy. Astronauta musieli włączyć silnik członu rakiety statku, aby zwiększyć prędkość lotu i umożliwić w ten sposób odlot statku ku Ziemi. Nastąpiło to w dniu 25 grudnia o godzinie 7 minut 10. Statek leciał wtedy poza Księżycem, toteż w ośrodku naziemnym przeżyto zrozumiały okres niepokoju. Gdyby bowiem silnik nie dał się włączyć, to statek pozostałby sztucznym satelitą Księżyca.

W wyniku korektur prędkości i kierunku ruchu w czasie lotu powrotnego astronauta skierowali statek dokładnie ku pierwotnie planowanemu rejonowi na Oceanie Spokojnym.

Oczywiście w czasie lotu powrotnego statek „Apollo” 8 poruszał się najpierw z malejącą prędkością, gdyż hamowało go przyciąganie Księżyca. Po opuszczeniu jednak strefy aktywnej Księżyca prędkość statku zaczęła rosnąć pod wpływem przyciągania Ziemi.

Warunkiem pomyślnego powrotu na Ziemię był wlot do atmosfery pod ściśle określonym kątem na określonej wysokości. Gdyby bowiem kabina wpadła do atmosfery po torze zbyt stromym, to hamowanie i nagrzewanie aerodynamiczne byłoby zbyt gwałtowne i kabina uległaby zniszczeniu. Gdyby zaś statek minął Ziemię, to kontynuowałaby swój wokołoziemski ruch satelitarny po wydłużonej eliptycznej orbicie. Ku Ziemi „Apollo” 8 zbliżył się 27 grudnia po południu, a w związku z tym, że leciał prawidłowo odczepiono o godzinie 16 minut 23 kabinę od członu rakiety. Po odczepieniu kabina została odwrócona swą wypukłą — opancerzoną — podstawą w kierunku lotu. Do atmosfery kabina wpadła z prędkością 11 km/s. Pod wpływem hamującego oddziaływania oporu powietrza prędkość kabiny zaczęła maleć, czemu towarzyszyły opóźnienia nie przekraczające (według pierwszych doniesień) 4 g*. Równocześnie pancierz termiczny był oczywiście gwałtownie nagrzewany. Pierwotnie oceniano, że osiągnie on temperaturę 3000 °C, badania wykonane po wodowaniu wykazały jednak, że nie przekroczyła ona prawdopodobnie 2200 °C. Z oczekujących na wodowanie statków przelot kabiny przez atmosferę wyglądał groźnie, gdyż przypominał przelot jaskrawego meteoru. Było to jednak zjawisko normalne. Ostatecznie atmosfera zmniejszyła prędkość kabiny do paruset metrów na sekundę. Na wysokości 7,2 km rozwinęły się spadochrony stabilizujące zmniejszając prędkość opadania do 80 m/s, a na wysokości 3,0 km — spadochrony główne zmniejszając prędkość opadania do 10 m/s. Kabina pomyślnie wodowała o godzinie 16 minut 51 o 4,5 km od oczekującego ją lotniskowca „Yorktown”. Działo się to w pobliżu wysp Bożego Narodzenia. Śmigłowiec zabrał astronautów i przeniósł ich na pokład lotniskowca. Później wyłowiono z wody także kabinę.

* Według zamieszczonego w czasopiśmie „Flight” z dn. 2.I. 1969 r. opisu lotu statku „Apollo” 8 przelot kabiny przez atmosferę odbył się z wykorzystaniem siły nośnej kabiny, która spowodowała, że na wysokości ok. 60 000 m tor opadania kabiny uległ zakrzywieniu ku górze. W wyniku tego kabina wzniosła się o ok. 3000 m, co pozwoliło na ochłodzenie jej pancierza ochronnego. Gdyby nie ten manewr, konieczne prawdopodobnie byłoby przed wejściem statku w atmosferę zmniejszenie jego prędkości za pomocą silnika rakiety (uwaga redakcji).

Radziecki statek kosmiczny „Sojuz”

Jak wiadomo, uczeni radzieccy wypróbowali, w czasie bliskoziemskiego lotu satelitarnego w dniach 25—28 października, statek kosmiczny „Sojuz” 2 (bez załogi), a w dniach 26—30 października identycznego typu statek „Sojuz” 3, w którym leciał 47-letni pilot oblatywacz, płk Gieorgij Bieriegowoj.

Jest to pierwszy statek kosmiczny mający więcej niż jedną kabinę, a mianowicie kabinę nawigacyjną i kabinę laboratoryjno-sypialną. W kabinie sypialnej znajduje się tapczan, na którym astronauta może wygodnie wypoczywać i spać (przy pasawczy się uprzednio do niego). Do budzenia astronauty stosowany jest specjalny sygnał radiowy wysyłany z Ziemi. Kabina laboratoryjna ma 4 iluminatory, przez które można swobodnie obserwować otoczenie. Obie kabiny mają objętość użytkową 9 m³. Statek jest kilkumiejscowy.

Jak to jest regułą w kabinach radzieckich statków kosmicznych, również w kabinie statku „Sojuz” atmosfera ma taki skład i ciśnienie, jak przy powierzchni ziemi. Również temperatura ma najdogodniejszą dla człowieka wartość. Astronauta podróżuje przy tym nie w skafandrze, lecz w zwykłym kombinezonie.

Statek „Sojuz” ma zespół silników umożliwiających zmiany i stabilizowanie położenia statku i zespół silników umożliwiających zmiany kierunku i prędkości lotu. Działanie tych silników jest regulowane przez urządzenie automatyczne lub też ręcznie, za pomocą dwóch dźwigni. Oprócz tego lotem statku można sterować zdalnie z Ziemi falami o częstotliwości radiowej. Wykorzystując te silniki Bieriegowoj przybliżył statek „Sojuz” 3, w czasie pierwszego okrążenia wokół Ziemi do statku „Sojuz” 2, na odległość kilku metrów i po raz drugi zrealizował to w dniu 27 października. (Statki „Sojuz” wyposażone są w urządzenia umożliwiające łączenie się ich ze sobą). Zapas paliwa dla silnika napędowego umożliwia wzniesienie się statku na wysokość 1 300 km. Silnik napędowy wytwarza ciąg 400 kG. Na statku znajduje się także silnik zapasowy.

Łączność z Ziemią astronauta utrzymywał na pasmach 15 008 i 20 008 MHz. Mógł on też przeprowadzać transmisje. W tym celu w statku znajdowały się trzy kamery — jedna na zewnątrz, druga w kabinie i trzecia przenośna.

Do zasilania urządzeń statku w energię elektryczną zastosowane zostały fotoogniwa słoneczne o ogólnej powierzchni około 14 m². Statki typu „Sojuz” przeznaczone są bowiem do długotrwałych bliskoziemskich lotów orbitalnych o czasie trwania do 30 dni. (Wbrew więc początkowym przypuszczeniom, nie jest to prototyp statku do lotów w sąsiedztwo Księżyca czy na jego powierzchnię).

Statki „Sojuz” mają nowy system urządzeń hamujących do powrotu na Ziemię. W większej niż dotychczas mierze wykorzystuje on zjawiska aerodynamiczne. Dla wstępnego zahamowania statku wykorzystuje się silniki używane uprzednio do napędu. W tej fazie powrotu hamowanie jest więc łagodniejsze niż w poprzednich statkach. W przypadku statku „Sojuz” 3 ta faza hamowania trwała 135 sekund. Następnie na statku pirotechnicznie odłącza się część lądująca. Część ta jest wyposażona we własne urządzenia sterowniczo-napę-

dowe. Głównym ich zadaniem jest odpowiednie stabilizowanie położenia statku względem kierunku ruchu, ale umożliwiają one także wykonanie pewnych manewrów. Działanie urządzeń sterowniczo-napędowych części lądującej jest regulowane, jak zawsze, automatycznie. Na wysokości 9 km otwiera się spadochron hamujący, a wkrótce po tym główny spadochron. Na wysokości 1 m nad Ziemią uruchamiany jest silnik hamujący. Po zetknięciu się części lądującej z powierzchnią Ziemi można odrzucić spadochrony, aby zapobiec wleczeniu części lądującej przez wiatr.

Nowe statki „Sojuz” różnią się od próbowanego w kwietniu 1967 r. statku „Sojuz” 1. Zmiany dotyczą przede wszystkim urządzeń hamujących, gdyż jak wiadomo w statku „Sojuz” 1 zawiodły spadochrony, w wyniku czego zginął astronauta Władimir Komarow.

Zmiany te polegały przede wszystkim na tym, że w nowych statkach „Sojuz” tylko część statku miękko ląduje na Ziemi. Oprócz tego opadanie w atmosferze odbywa się w sposób „aerodynamiczny”, a nie „balistyczny”. W wyniku tego opóźnienia mają wartość tylko 3—4 g, a nie 8—11 g jak uprzednio.

Czytelnicy, Autorzy i Sympatycy

TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ

Czasopismo nasze jest Waszą trybuną. Piszcie do nas o Waszych doświadczeniach, obserwacjach, o nasuwających się wątpliwościach, a także o sprawach dyskusyjnych Waszego środowiska.

Podawajcie przykłady dobrej roboty, krytykujcie niedomagania, wskazujcie drogi poprawy, pomagajcie innym.

Nadsyłajcie artykuły, przyczynki do dyskusji, informacje o nowych osiągnięciach lub inne materiały.

Redakcja

Kształt czołowej fali uderzeniowej w locie prostoliniowym z przyspieszeniem

Część II. Lot ze zmiennym przyspieszeniem

Zjawiska występujące w locie ze zmiennym przyspieszeniem

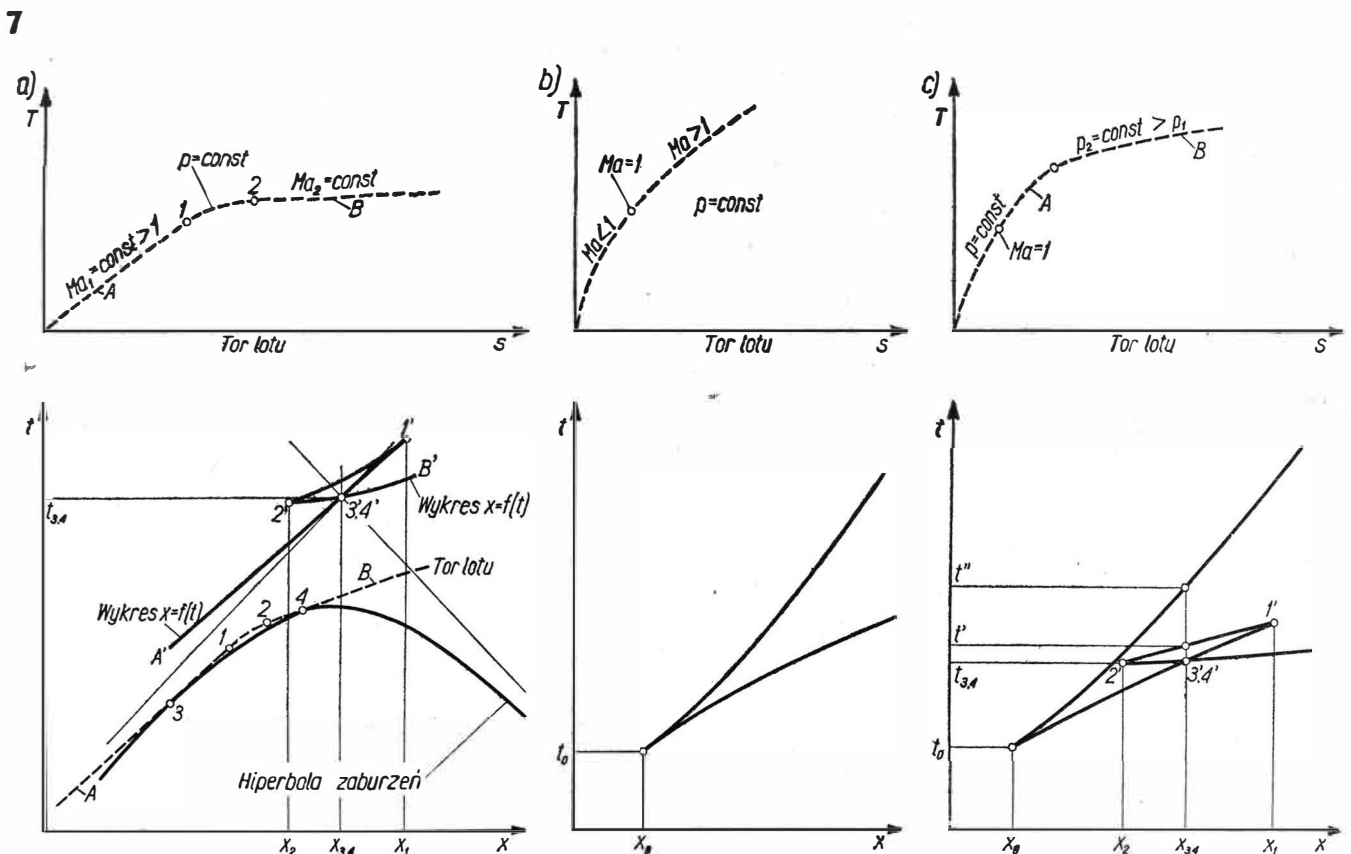
Zastosowanie metody wykreślnej wyznaczenia zależności $x = f(t)$

Rozpatrzmy tor lotu pokazany na rys. 7a. Na odcinku toru A jest $Ma_1 = \text{const} > 1$, na odcinku 1—2 jest $p = \text{const} > 0$ (p — przyspieszenie), na odcinku B jest $Ma_2 = \text{const}$. Hiperbola zaburzeń jest styczna do toru lotu w dwóch punktach: w punkcie 3, gdzie liczba Macha jest równa Ma_1 i w punkcie 4, gdzie jest $Ma = Ma_2$. Środek hiperboli wyznacza na ziemi współrzędną $x_{3,4}$ i czas $t_{3,4}$. Jak już było powiedziane (TL i A, nr 1 z 1969, rys. 2c), w takim przy-

padku w punkcie $x_{3,4}$ występuje silne uderzenie dźwiękowe. Na dolnym rysunku 7a pokazana jest zależność $x = f(t)$ dla tego przypadku lotu. Wykres $x = f(t)$ ma kształt pętli. Punkty 1' i 2' są punktami zwrotu wykresu, w punkcie 1' gałęzie wykresu 1'2' i 1'3'4', a w punkcie 2' gałęzie 1'2' i 2'B' mają tę samą styczną. Punkt 3'4' jest węzłem przecinającym się gałęzie A'1' i 2'B'. Współrzędne węzła $x_{3,4}$ i $t_{3,4}$ wyznaczają współrzędną punktu na ziemi, w którym występuje silne uderzenie dźwiękowe i czas, w którym to zjawisko występuje. Silne uderzenie dźwiękowe występuje tylko wtedy, gdy wykres $x = f(t)$ ma kształt cha-

rakterystycznej pętli. Pętlę tę będziemy nazywać pętlą silnego uderzenia dźwiękowego. Dalej będzie pokazane, w jakich przypadkach lotu pętla ta może wystąpić.

Na rys. 7b pokazany jest tor lotu ze stałym przyspieszeniem dodatnim. W tym przypadku lotu (omówionym w nrze 1, z 1969 TL i A) pętla silnego uderzenia dźwiękowego nie występuje. Na rys. 7c przedstawiony jest tor lotu ze zmiennym przyspieszeniem: na odcinku A jest $p_1 = \text{const} > 0$, na odcinku B — $p_2 = \text{const} > p_1$. Z wykresu $x = f(t)$ dla tego przypadku lotu odczytujemy, że do punktów $x < x_0$ fala uderzeniowa nie dochodzi, do punktu x_0 dochodzi jedna czołowa fala uderze-



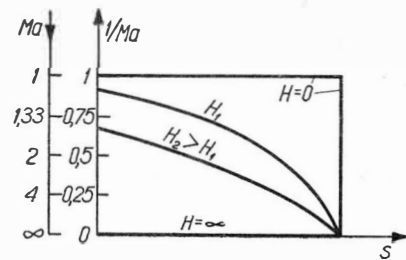
niowa, do punktów $x_0 < x < x_2$ dochodzą dwie fale uderzeniowe, do punktu x_2 — trzy fale, do punktów $x_2 < x < x_{34}$ — cztery, w punkcie x_{34} występuje w chwili t_{34} silne uderzenie dźwiękowe, a w chwilach t' i t'' dotrą do punktu x_{34} jeszcze dwie fale, do punktów $x_{34} < x < x_1$ dochodzą cztery fale i do punktów $x > x_1$ — dwie czołowe fale uderzeniowe. Punkt x_{34} , w którym występuje silne uderzenie dźwiękowe, znajduje się wewnątrz odcinka x_2x_1 charakteryzującym się tym, że do punktów doń należących docierają cztery fale. Z powyższych rozważań wynika, że pętla silnego uderzenia dźwiękowego może wystąpić tylko wtedy, gdy samolot lecący z prędkością naddźwiękową doznaje przyrostu przyspieszenia. Natomiast w locie ze stałym przyspieszeniem silne uderzenie dźwiękowe nie występuje.

Zastosowanie układu współrzędnych ($s, 1/Ma$)

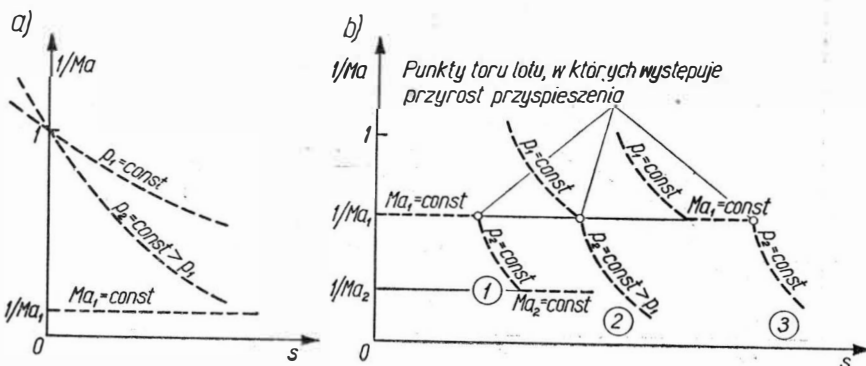
Na rys. 8 pokazano zależność (7) dla pewnej wartości $x = \text{const}$ i kilku wartości wysokości lotu H — w układzie współrzędnych ($s, 1/Ma$). Na rys. 9 przedstawiono w układzie współrzędnych ($s, 1/Ma$) kilka przypadków toru lotu, które dalej będą rozpatrywane.

Przyjmijmy, że dany jest tor lotu $s = s(Ma)$ i wysokość lotu H . Chcemy wyznaczyć współrzędną x punktu na powierzchni ziemi, do którego dochodzi czołowa fala uderzeniowa wywołana w punkcie toru s . Zadanie to można rozwiązać za pomocą

8



9



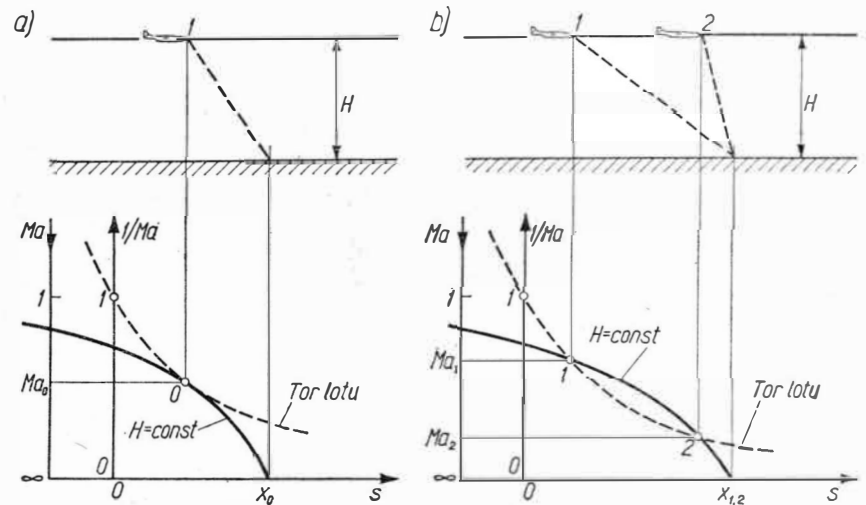
następującej metody wykresnej (rys. 10):

- 1) w układzie współrzędnych ($s, 1/Ma$) przedstawiamy zależność (7) dla danej wysokości lotu (linia ciągła),
- 2) na kalce technicznej rysujemy w tym samym układzie współrzędnych tor lotu (linia przerywana),
- 3) nakładamy kalkę z torem lotu na wykres (7) w taki sposób, żeby tor lotu był styczny (rys. 10a) lub przecinał się (rys. 10b) z wykresem (7) i na kalce zaznaczamy położenie punktu x .

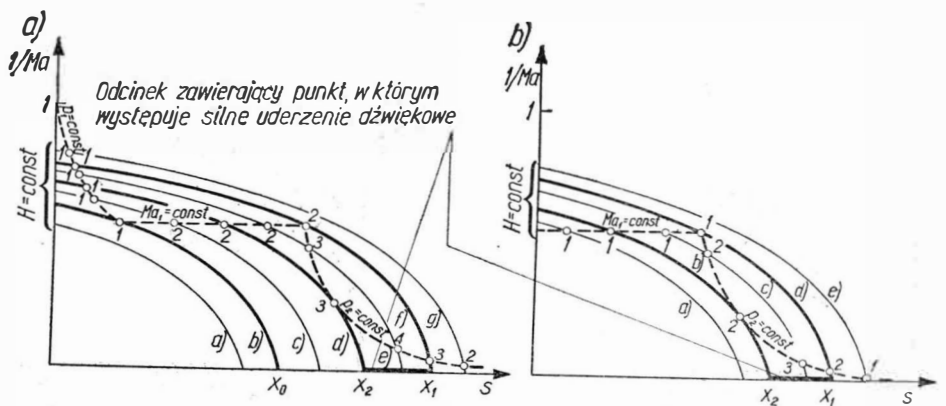
W przypadku pokazanym na rys. 10a do punktu x_0 dochodzi czołowa fala uderzeniowa wywołana w punkcie toru 0. W przypadku pokazanym na rys. 10b — dwie fale, wywołane w punktach toru 1 i 2; fale te osiągają punkt x_{12} w różnych chwilach t_1 i t_2 , czasy t_1 i t_2 można obliczyć za pomocą zależności (8).

Występowanie silnego uderzenia dźwiękowego

Rozpatrzmy tor lotu 3 pokazany na rys. 9b. Stosując wyżej opisaną me-



10



11

todę wykresną (rys. 11a), widzimy, że dla pewnej wysokości lotu zachodzą następujące przypadki (patrz również rys. 7c):

- a) tor lotu nie przecina zależności (7) — do punktu $x < x_0$ nie dochodzi czołowa fala uderzeniowa, b) istnieje jeden punkt przecięcia toru z wykresem (7) — do punktu x_0 dochodzi jedna fala, c) dwa punkty przecięcia — do punktów $x_0 < x < x_2$ docierają dwie fale, d) trzy

punkty przecięcia — punkt x_2 osiąga trzy fale, e) cztery punkty przecięcia — do punktów $x_2 < x < x_1$ dochodzą cztery fale, f) trzy punkty przecięcia — do punktu x_1 dochodzą trzy fale uderzeniowe, g) dwa punkty przecięcia — do punktów $x > x_1$ dochodzą dwie czołowe fale uderzeniowe.

Takie same przypadki zachodzą dla toru 2 pokazanego na rys. 9b. Dla toru 1 z rys. 9b mamy następujące przypadki (rys. 11b): a) do punktów $x < x_2$ dochodzi jedna czołowa fala uderzeniowa, b) do punktu x_2 — dwie fale, c) do punktów $x_2 < x < x_1$ — trzy fale, d) do punktu x_1 — dwie fale, e) do punktów $x > x_1$ — jedna czołowa fala uderzeniowa.

Jak już wykazano, punkt, w którym występuje silne uderzenie dźwiękowe, leży w sąsiedztwie punktów, do których dochodzą cztery czołowe fale uderzeniowe — tor lotu 2 i 3 z rys. 9b, lub w sąsiedztwie punktów, do których dochodzą trzy fale uderzeniowe — tor lotu 1 z rys. 9b. Z rys. 11 widać, że punkt, w którym występuje silne uderzenie dźwiękowe, leży wewnątrz odcinka x_2x_1 .

Występowanie silnego uderzenia dźwiękowego jest uzależnione od wysokości lotu, przyspieszenia i liczby Macha. Na rys. 12 przedstawiony jest tor lotu 3 z rys. 9b, na rys. 13 tor 2 z rys. 9b. Z rys. 12 widać, że tor przecina w czterech punktach wykres (7) tylko wtedy, gdy spełniony jest warunek:

$$\beta_2 < \gamma \quad (14)$$

Z rys. 13 widać, że tor przecina w czterech punktach wykres (7) tylko wtedy, gdy:

$$\beta_2 < \gamma < \beta_1 \quad (15)$$

gdzie: β_1 , β_2 i γ oznaczają kąty zawarte między osią rzędnych i stycznymi prowadzonymi w punkcie 2 do odpowiednich odcinków toru lotu oraz do wykresu (7).

Różniczkując względem liczby Macha Ma równania odpowiednich odcinków toru lotu oraz zależności (7) znajdujemy zależności wiążące kąty β_1 , β_2 i γ i liczbę Macha Ma_1 (rys. 12 i 13). Uwzględniając te zależności, warunki (14) i (15) możemy przepisać w postaci:

$$H > H_{\min} \quad (14')$$

$$H_{\min} < H < H_{\max} \quad (15')$$

gdzie:

$$H_{\min} = a^2 (Ma_1^2 - 1)^{3/2} / p_2$$

$$H_{\max} = a^2 (Ma_1^2 - 1)^{3/2} / p_1$$

Wartości H_{\min} i H_{\max} w km dla kilku wartości Ma_1 i p zawiera poniższa tablica:

Ma_1	1,02	1,05	1,10	1,50
p [m/s ²]				
2	0,45	1,78	5,16	75,50
5	0,18	0,71	2,07	30,20
10	0,09	0,36	1,03	15,10
15	0,06	0,24	0,69	10,00

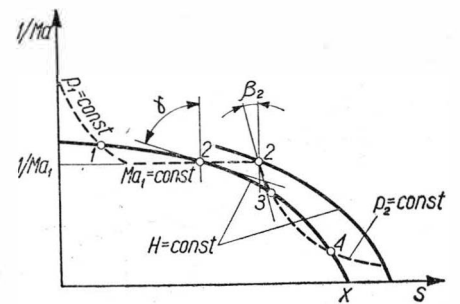
Na rys. 14 pokazano zależność H_{\min} od liczby Macha Ma_1 dla toru lotu 1 z rys. 11b, na rys. 15 — zależność H_{\min} i H_{\max} od Ma_1 dla toru 2 z rys. 11b.

Z powyższych rozważań wynika, że w następujących przypadkach lotu z przyspieszeniem na powierzchni ziemi nie wystąpi silne uderzenie dźwiękowe:

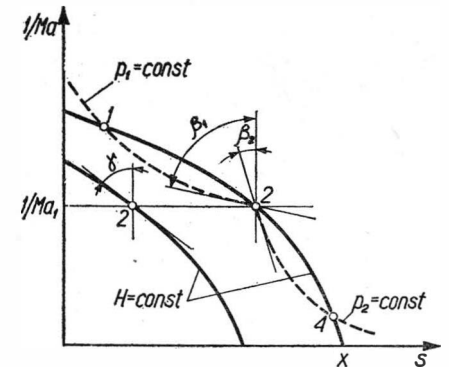
- 1) samolot osiąga daną liczbę Macha $Ma > 1$ lecąc ze stałym przyspieszeniem, przy czym prędkość dźwięku jest przekraczana ze stałym przyspieszeniem (rys. 11a),
- 2) tor lotu 1 z rys. 11b, wysokość lotu mniejsza od H_{\min} ,
- 3) tor lotu 2 z rys. 11b, wysokość lotu mniejsza od H_{\min} lub większa od H_{\max} ,
- 4) tor lotu 3 z rys. 11b, wysokość lotu mniejsza od H_{\min} lub większa od H_{\max} .

Kształt czołowej fali uderzeniowej

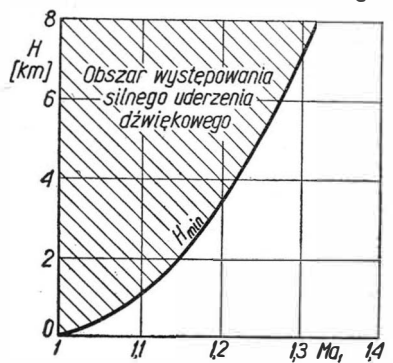
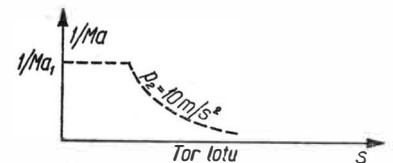
Pokażemy najpierw, w jaki sposób powstaje na czołowej fali uderzeniowej pętla silnego uderzenia dźwiękowego. W tym celu rozpatrzmy rys. 16. Na rys. 16a przedstawiono tor lotu 1 z rys. 11b oraz zależność (7) dla dwóch wysokości lotu: H_{\min} i $H_2 > H_{\min}$. Jak już było powiedziane w nrze 1/69, fala uderzeniowa przemieszcza się w atmosferze prostopadle do samej siebie wzdłuż prostych zwanych promieniami, z prędkością równą prędkości dźwięku. Na rys. 16b przedstawiono czołową falę uderzeniową w różnych chwilach t_1 , t_2 , t_3 , t_4 . Widać z tego rysunku, że dla wysokości lotu większych od H_{\min} występuje pętla silnego uderzenia dźwiękowego. Węzeł pętli wyznacza punkt, w którym występuje silne uderzenie dźwiękowe, np. dla wysokości H_3 silne uderzenie dźwiękowe występuje w punkcie x_3 , w chwili t_3 .



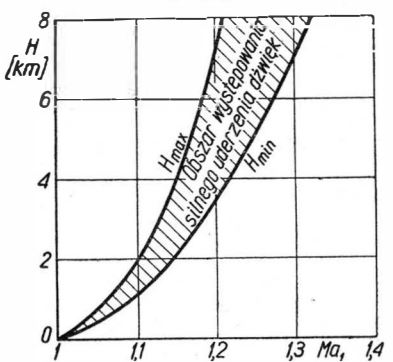
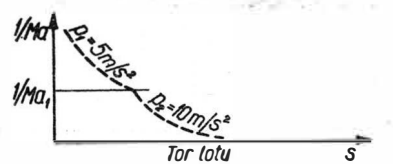
12



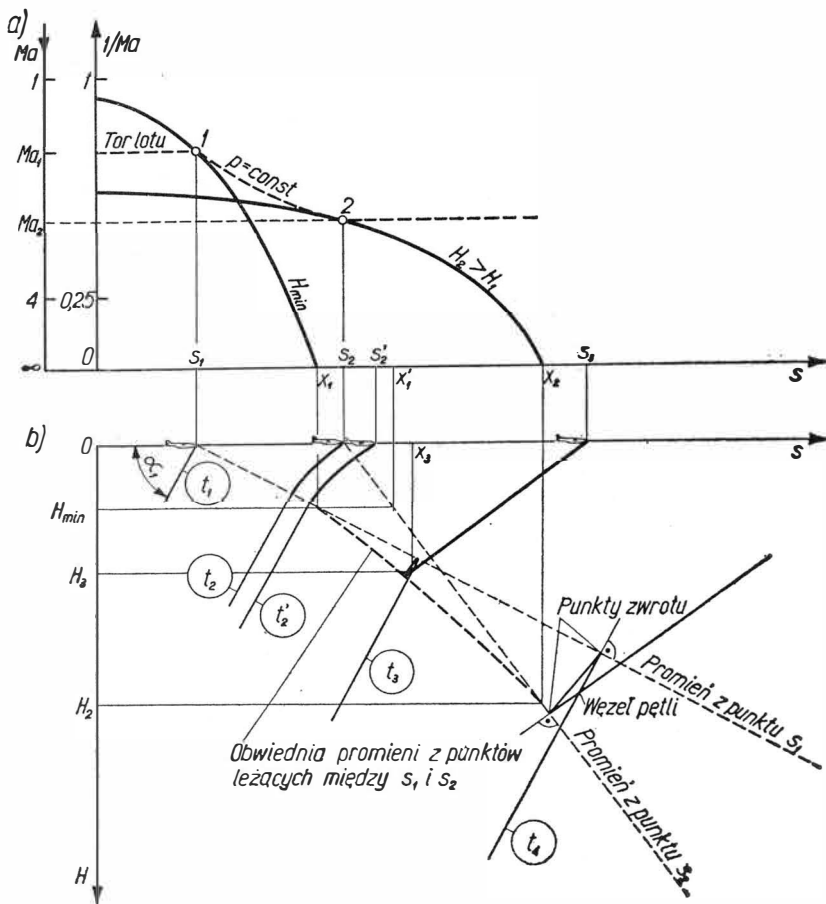
13



14



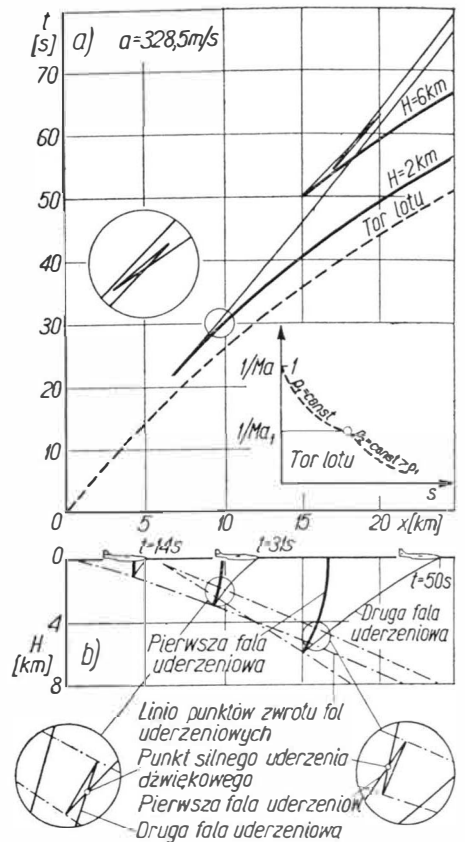
15



16

Przedstawimy jeszcze wyniki numerycznych obliczeń położenia i kształtu czołowej fali uderzeniowej dla następującego przypadku lotu:

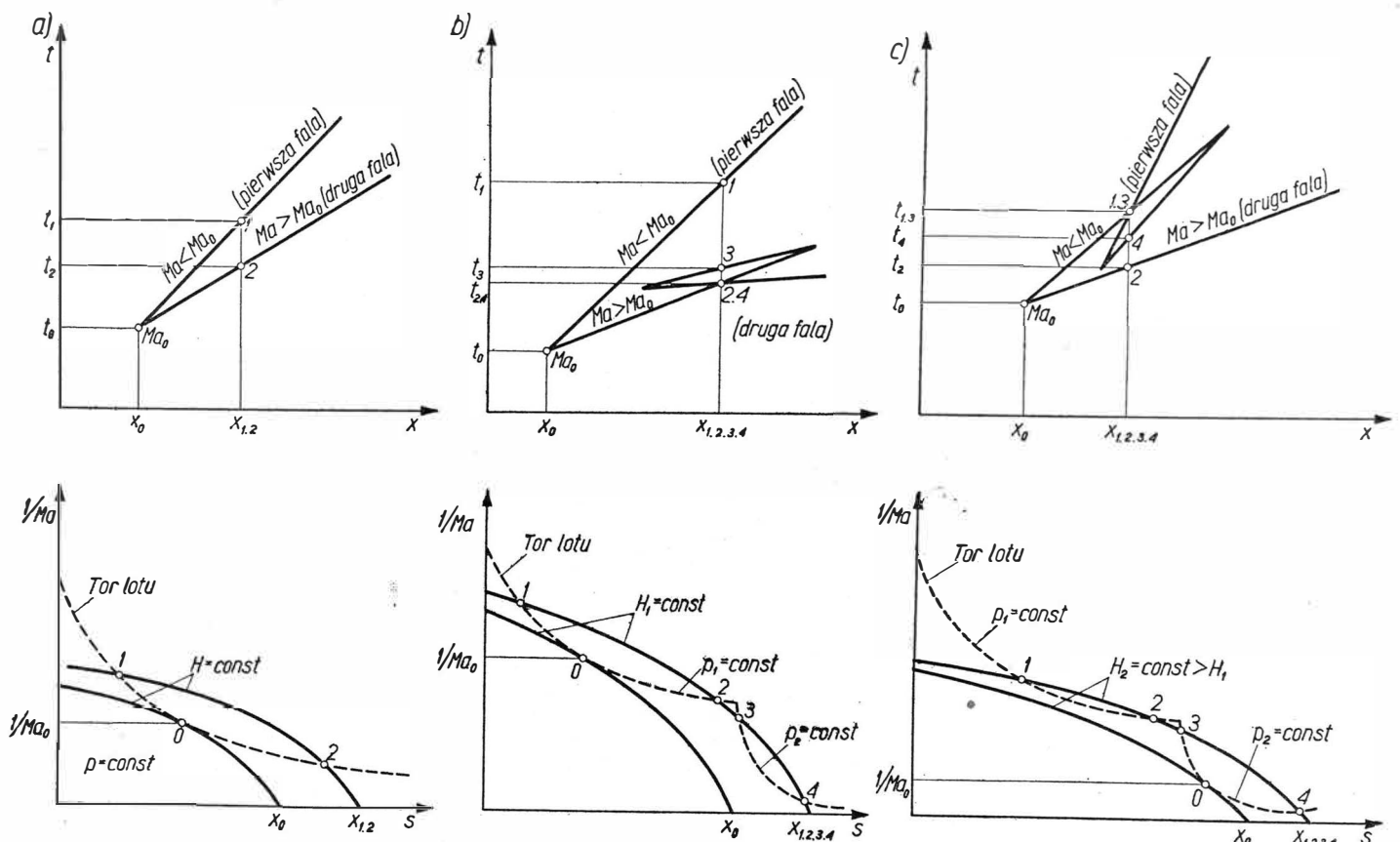
początkowo samolot leci ze stałym przyspieszeniem $p_1 = 5 m/s^2$, czas jest mierzony od chwili odpowiadającej $Ma = 1$; począwszy od chwili



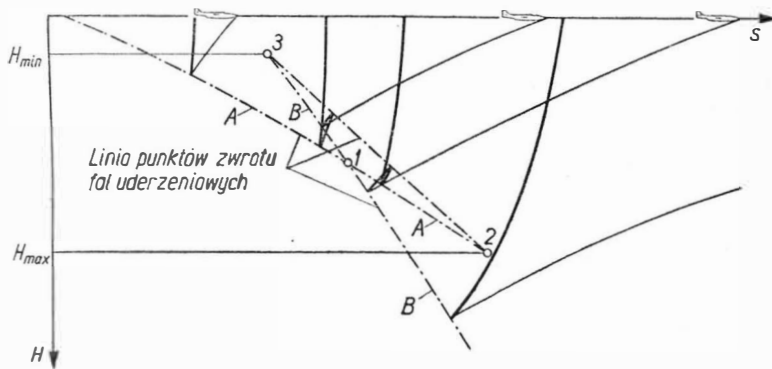
17

$t = 5 s$, samolot zaczyna lecieć ze stałym przyspieszeniem $p_2 = 10 m/s^2$. Rys. 17 przedstawia zależność $x = f(t)$ dla dwóch wysokości lotu, rys.

18



8



19

17b — czołową falę uderzeniową w różnych chwilach. Występuje tutaj, w miarę wzrostu wysokości lotu, zjawisko „przerzucania się” pętli silnego uderzenia dźwiękowego z drugiej czołowej fali uderzeniowej na pierwszą.

Wyjaśnimy mechanizm tego zjawiska. Na dolnym rys. 18a przedstawiony jest tor lotu ze stałym przy-

śpieszeniem oraz zależność (7) narysowana w dwóch położeniach. Na górnym rys. 18a pokazana jest zależność $x = f(t)$ dla tego przypadku lotu. W taki sam sposób rozpatrzono tor lotu z rys. 17. Z rys. 18b i c widać, że dla pewnej wysokości lotu H_1 pętla silnego uderzenia dźwiękowego powstaje na drugiej fali uderzeniowej, a dla pewnej wysokości lotu $H_2 > H_1$ na fali pierwszej.

Na rys. 19 pokazano jeszcze czołową falę uderzeniową w omawianym przypadku lotu, a także linię punktów zwrotu obu płatów czołowej fali uderzeniowej, która tworzy pętlę A1231B.

*

W locie ze stałym przyśpieszeniem dodatnim czołowa fala uderzeniowa składa się z dwóch płatów powierzchni, jeden z nich wypukły w kierunku lotu jest „przeganiany” przez samolot, drugi wklęsły, związany jest z samolotem (rys. 4b). W locie ze stałym przyśpieszeniem ujemnym czołowa fala uderzeniowa jest wklęsła w kierunku lotu, począwszy od punktu toru, w którym samolot miał liczbę Macha $Ma = 1$, fala ta zaczyna „przeganiać” samolot. W locie z przyśpieszeniem zmiennym kształt czołowej fali jest znacznie bardziej skomplikowany; może wystąpić tutaj zjawisko silnego uderzenia dźwiękowego.

Dr inż. STEFAN SZCZECIŃSKI
Dr inż. STEFAN WIŚNIEWSKI

621.515:62—253.58

Artykuł dotyczy ważnego z punktu widzenia konstrukcji i eksploatacji silników lotniczych problemu doboru i oceny wpływu luzu wierzchołkowego łopatek sprężarek osiowych na parametry sprężarki. Artykuł stanowi fragment obszerniejszej pracy polegającej na ocenie luzów wierzchołkowych łopatek sprężarek i turbin w różnych warunkach lotu i przy różnych prędkościach obrotowych silników oraz wpływu tych luzów na pracę, parametry i trwałość silników.

Wpływ luzu wierzchołkowego łopatek sprężarki osiowej na jej parametry

Od wartości luzów wierzchołkowych łopatek sprężarki osiowej zależą wartości jej podstawowych parametrów, tj. spręż, wydatek powietrza i sprawność. Istotny wpływ luzu wierzchołkowego na wymienione parametry jest wynikiem przecieków powietrza z jednej strony profilu łopatki na drugą przez szczelinę powstałą między wierzchołkiem łopatki, a nieruchomym korpusem. Przepływ powietrza przez tę szczelinę zależy od różnicy ciśnień między wklęsłą częścią profilu łopatki a jej stroną wypukłą. Przemieszczanie się łopatki względem korpusu w czasie wirowania sprzyja również przeciekom wskutek hamowania powietrza w bezpośredniej bliskości nieruchomej powierzchni korpusu.

Luzu wierzchołkowe w sprężarce są w dużym stopniu zależne od jej

warunków pracy i stanu cieplnego. Wartość tych luzów zależy przede wszystkim od prędkości obrotowej wirnika (od której zależą siły odśrodkowe działające na elementy wirujące i związane z nimi odkształcenia, ciśnienie wytwarzane przez poszczególne stopnie sprężarki i temperatura przepływającego powietrza) oraz od warunków lotu.

Prawidłowy dobór luzu wierzchołkowego stanowi jeden z trudniejszych, a jednocześnie bardzo ważnych problemów konstrukcyjnych i eksploatacyjnych. Zbyt duży luz wierzchołkowy powoduje powstanie nadmiernych przecieków powietrza z jednej strony profilu łopatki na drugą, zbyt mały luz stwarza niebezpieczeństwo zaczepienia wierzchołków łopatek wirnikowych o nieruchomy korpus, co jest jednoznacz-

ne z awarią sprężarki i zniszczeniem całego silnika *).

Ocena wielkości luzów wierzchołkowych sprężarek osiowych

W rozważaniach mających na celu ocenę luzów wierzchołkowych wygodnie jest oddzielnie potraktować nieruchomy korpus sprężarki i oddzielnie jej wirnik.

Promieniowe odkształcenia korpusu sprężarki podczas jej pracy stanowią sumę odkształceń termicznych i odkształceń sprężystych. Odkształcenia termiczne są powodowane nagrzaniem korpusu podczas pracy sprężarki, a odkształcenia sprężyste są

*) Nie dotyczy to sprężarek z wykładzianami ściernymi w korpusie (przyp. reakcji).

wynikiem istnienia naprężeń obwodowych w ścianie korpusu od działania różnicy ciśnień na tę ścianę. W konstrukcjach sprężarek lotniczych odkształcenia te zazwyczaj się sumują.

Odształcenia wirnika sprężarki stanowią również sumę odkształceń termicznych i sprężystych zarówno łopatek wirnikowych, jak i tarcz nośnych wirników. Jednakże w przypadku zastosowania tarcz stalowych dopuszcza się w wielu konstrukcjach lotniczych odkształcenia trwałe spowodowane przekroczeniem naprężeń granicy proporcjonalności w warunkach osiągnięcia obliczeniowej prędkości obrotowej po raz pierwszy po wyprodukowaniu sprężarki. Te ostatnie odkształcenia należy uwzględniać przy doborze luzu wierzchołkowego dla sprężarki silnika nowego. Po produkcyjnym kontrolnym hamowaniu silnika odkształcenia te osiągają swoją wartość ekstremalną i nie wpływają na wartość luzów wierzchołkowych łopatek w zmiennych warunkach pracy silnika i lotu samolotu.

Na rysunku 1 przedstawiono schemat stopnia sprężarki osiowej z zaznaczeniem jej głównych wymiarów oraz luzu wierzchołkowego w warunkach „zimnego” silnika i nie obracającego się wirnika. Luz wierzchołkowy nie ma naturalnie wartości stałej i zależy od prędkości obrotowej wirnika oraz prędkości i wysokości lotu.

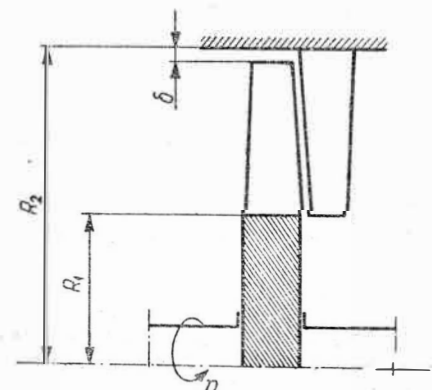
Luz wierzchołkowy łopatek wirnikowych w danych warunkach pracy silnika można wyrazić zależnością:

$$\delta(n, V, H) = \delta_0 + \Delta R_k - \Delta R_w$$

gdzie:

δ_0 — początkowy luz wierzchołkowy łopatek rozważanego stopnia sprężarki w warunkach „zimnego” silnika przy $n=0$,

1. Schemat stopnia sprężarki osiowej



ΔR_k — promieniowe przemieszczenie ściany korpusu sprężarki,
 ΔR_w — promieniowe przemieszczenie wierzchołka łopatki wirnikowej,
 n — prędkość obrotowa wirnika,
 V — prędkość lotu,
 H — wysokość lotu.

Do oceny przemieszczeń promieniowych przyjęto, że temperatura wirnika jest jednakowa na wszystkich promieniach rozważanego stopnia, tj. nie zależy od promienia. Założenie takie prawie ściśle odpowiada rzeczywistości, gdyż wirniki sprężarek na ogół nie są chłodzone. Niejednakowe temperatury na wszystkich promieniach mogą mieć jedynie miejsce w warunkach przejściowych pracy sprężarki lub przy zastosowaniu jako materiału konstrukcyjnego, np. tworzyw sztucznych.

Dla przeprowadzenia analizy ilościowej zależności poszczególnych przemieszczeń od prędkości obrotowej wirnika przemieszczenia te można wyrazić w następującej postaci:

$$\Delta R_k(n) = \Delta R_k(\beta_k)(n) + \Delta R_k(\sigma_k)(n)$$

$$\Delta R_w(n) = \Delta R_t(\beta_t)(n) + \Delta R_t(\sigma_t)(n) + \Delta R_t(\beta_t)(n) + \Delta R_t(\sigma_w, \sigma_r)(n)$$

gdzie:

$\Delta R(\beta)$ — przemieszczenie wynikłe z odkształcenia termicznego,

$\Delta R(\sigma)$ — przemieszczenie wskutek odkształcenia sprężystego pod działaniem naprężeń,

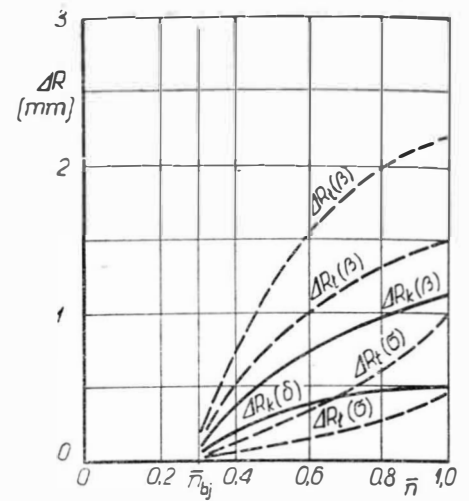
indeksy: l — łopata wirnika,

t — tarcza nośna wirnika.

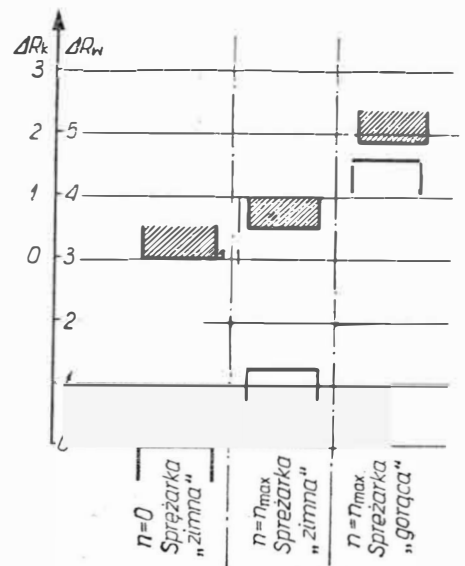
Zależności poszczególnych przemieszczeń od ustalonej prędkości obrotowej wirnika sprężarki jednego ze współczesnych silników odrzutowych przedstawiono na rys. 2. Na rysunku 3 pokazano przemieszczenia dla nie pracującego i „zimnego” silnika, dla maksymalnej prędkości obrotowej wirnika i nie nagrzanego sprężarki oraz dla warunków ustalonych przy n_{max} .

Szereg członów w powyższych równaniach zależy nie tylko od prędkości obrotowej wirnika, ale również od zmiany parametrów powietrza na wlocie do sprężarki, a więc od prędkości i wysokości lotu. Na przykład przemieszczenie $\Delta R_k(\beta)$ przy $n = const$ ma wartości rosnące ze wzrostem prędkości lotu i malejące ze wzrostem wysokości lotu.

Niezależnie od oceny wartości rozważanych powyżej przemieszczeń o charakterze osiowo-symetrycznym wierzchołki łopatek wirnikowych

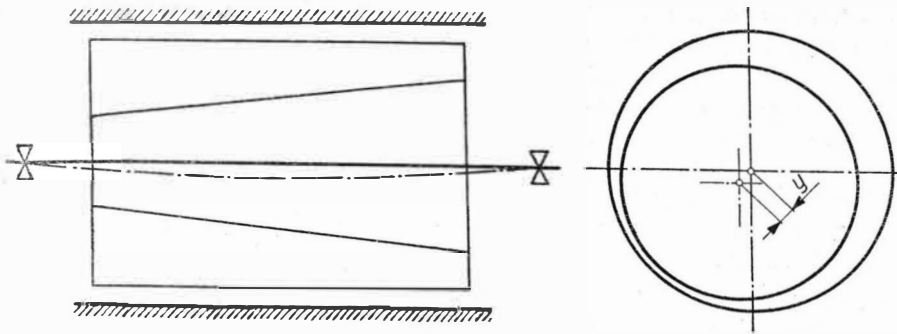


2. Zależność promieniowych przemieszczeń składowych od względnej prędkości obrotowej wirnika



3. Schemat przemieszczeń promieniowych korpusu i wirnika stopnia sprężarki współczesnego silnika lotniczego

mogą ulegać niebezpiecznemu zbliżeniu do nieruchomego korpusu sprężarki w warunkach lotu samolotu po torze krzywoliniowym (gdy działają znaczne przeciążenia i momenty giroskopowe zginające wirnik) i w warunkach przechodzenia przez krytyczne prędkości obrotowe. W rozważanych przypadkach luz wierzchołkowy nie jest osiowo-symetryczny, a jego minimalna wartość występuje w płaszczyźnie działania momentu zginającego i nie jest jednakowa dla wszystkich stopni sprężarki. Na rysunku 4 zaznaczono rozkład obwodowy luzu wierzchołkowego łopatek w płaszczyźnie największych ugięć pod działaniem momentów zginających nie nastęca



4. Schemat rozkładu obwodowego luzu wierzchołkowego

większych trudności, o tyle wyznaczenie ugięć w warunkach przechodzenia przez krytyczne prędkości obrotowe jest możliwe dopiero po badaniach wirnika modelowego lub prototypowego.

Reasumując — luz wierzchołkowy przyjęty w warunkach montażowych musi być tak duży, aby w każdych warunkach pracy silnika i lotu samolotu nie mogło nastąpić zaczepienie wierzchołków łopatek wirnikowych o korpus sprężarki*).

Ocena wpływu luzów wierzchołkowych łopatek na parametry sprężarki.

Wpływ luzów wierzchołkowych na względną wartość pracy izentropowej stopnia

Do oceny wpływu luzów wierzchołkowych łopatek na parametry gazodynamiczne sprężarki najdogodniej jest posługiwać się względną wartością luzu wierzchołkowego wyrażoną w procentach:

$$\bar{\delta} = \frac{\delta}{L} 100$$

gdzie:

δ — bezwzględny lub wierzchołkowy, L — wysokość łopatki.

Przepływ powietrza przez szczelinę między wierzchołkiem łopatki a korpusem sprężarki zmniejsza siły aerodynamiczne działające na wierzchołkową część łopatki. Obszar oddziaływania luzu wierzchołkowego rozciąga się aż do odległości równej 30δ od wierzchołka łopatki. Istnienie luzu wierzchołkowego łopatek powoduje zmniejszenie współczynnika siły nośnej profilu łopatki i zawrócenia strumienia Δw_u w części wierzchołkowej łopatki. Powyższe zjawiska są przyczyną spadku

względnej wartości pracy izentropowej stopnia:

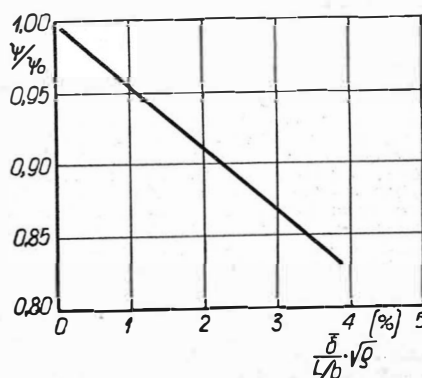
$$\psi = \frac{h_{izst}}{u^2}$$

Według badań przeprowadzonych dla stopni doświadczalnych o reakcyjności $q = 0,5 \dots$ i liczb Reynoldsa $Re = \frac{w_1 s r b}{\nu} > 2 \cdot 10^5$ między względną wartością pracy izentropowej stopnia sprężarki przy względnym luzie wierzchołkowym łopatek $\bar{\delta}$ a względną wartością pracy izentropowej stopnia sprężarki ψ_0 przy pomijalnym wpływie luzu wierzchołkowego łopatek (otrzymaną przez interpolację dla $\bar{\delta} = 0$) istnieje zależność:

$$\psi = \psi_0 \left(1 - 0,045 \frac{\bar{\delta}}{L/b} \sqrt{q} \right)$$

Względna wartość pracy izentropowej stopnia sprężarki maleje (rys. 5) wprost proporcjonalnie do względnego luzu wierzchołkowego łopatek i pierwiastka kwadratowego ze stopnia reakcyjności, natomiast odwrotnie proporcjonalnie do wydłużenia łopatki L/b , gdzie b — cięciwa łopatki.

5. Zależność względnej wartości pracy izentropowej stopnia sprężarki od parametru $\frac{\bar{\delta}}{L/b} \sqrt{q}$



*) W przypadku sprężarki z korpusem bez wykładzin ściernych (przyp. redakcji).

Wpływ luzów wierzchołkowych na sprawność stopnia sprężarki

Spadek pracy izentropowej stopnia sprężarki h_{izst} wywołany istnieniem luzów wierzchołkowych łopatek jest większy od spadku pracy rzeczywistej h_{est} zużywanej do napędu stopnia.

Wynikiem powyższego zjawiska jest spadek sprawności stopnia:

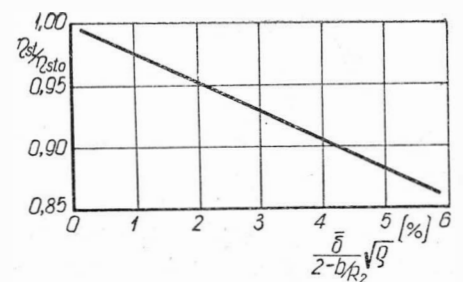
$$\eta_{st} = \frac{h_{izst}}{h_{est}}$$

wraz ze zwiększeniem luzu wierzchołkowego łopatek.

Według badań przeprowadzonych w tym samym zakresie co w poprzednim przypadku, między sprawnością stopnia sprężarki η_{st} przy istnieniu luzu wierzchołkowego łopatek a sprawnością stopnia sprężarki η_{sto} przy pomijalnym wpływie luzu wierzchołkowego łopatek istnieje zależność:

$$\eta_{st} = \eta_{sto} \left(1 - 0,048 \frac{\bar{\delta}}{2 - b/R_2} \sqrt{q} \right)$$

Sprawność stopnia sprężarki maleje (rys. 6) wprost proporcjonalnie do względnego luzu wierzchołkowego łopatek i pierwiastka kwadratowego ze stopnia reakcyjności oraz



6. Zależność sprawności stopnia sprężarki od parametru $\frac{\bar{\delta}}{2 - b/R_2} \sqrt{q}$

zależy od stosunku cięciwy łopatki b do zewnętrznego promienia łopatek R_2 .

Wpływ stopnia reakcyjności na sprawność stopnia sprężarki tłumaczy się tym, że wraz ze zwiększaniem stopnia reakcyjności wzrasta różnica ciśnień po obu stronach łopatek wirnika.

Wpływ luzów wierzchołkowych łopatek na wydatek powietrza przez sprężarkę

Przecieki powietrza przez szczeliny między łopatkami wirnika sprężarki a korpusem zmniejszają również wy-

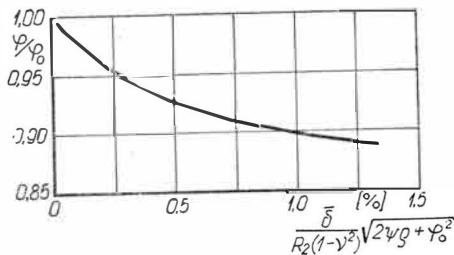
łatek powietrza przez sprężarkę i współczynnik wydatku:

$$\varphi = \frac{c_{1a}}{u}$$

Na podstawie badań stwierdzono, że między współczynnikiem wydatku φ przy istnieniu luzu wierzchołkowego łopatek a współczynnikiem wydatku φ_0 przy pomijalnym wpływie luzów wierzchołkowych istnieje przybliżona zależność:

$$\varphi = \varphi_0 \left(1 - 0,05 \frac{\bar{\delta}}{R_2(1-\nu^2)} \sqrt{2\psi_0 + \varphi_0^2} \right)$$

Zmniejszenie współczynnika wydatku (rys. 7) jest wprost proporcjonalne do względnego luzu wierzchołkowego łopatek oraz zależy od stopnia reakcyjności ρ , względnej wartości pracy izentropowej stopnia ψ zewnętrznego promienia łopatek wirnika R_2 i stosunku średnic łopatek $\nu = R_1/R_2$.



7. Zależność współczynnika wydatku powietrza od parametru

$$\frac{\bar{\delta}}{R_2(1-\nu^2)} \sqrt{2\psi_0 + \varphi_0^2}$$

Zmiany sprawności stopnia sprężarki oraz zmiany wydatku przez sprężarkę, wynikłe z luzów wierzchołkowych łopatek, odbijają się ujemnie na ciągu silnika. Z tej przyczyny przy konstruowaniu sprężarek osiowych silników lotniczych należy unikać zwiększania względnego luzu wierzchołkowego łopatek powyżej 0,5...1%.

Wpływ luzów wierzchołkowych na właściwości eksploatacyjne silników lotniczych

Zmiana luzu wierzchołkowego łopatek sprężarki powoduje zmianę rozkładu prędkości powietrza wzdłuż łopatek, zarówno pod względem wartości, jak i kierunku. Zmieniają się kąty natarcia profilu, a granica pracy niestatecznej przesuwa się w obszar większych wydatków powietrza, tzn. granica pracy statecznej zbliża się do linii współpracy. Ze względu na sposób kształtowania się luzów

wierzchołkowych w różnych warunkach pracy sprężarki (przedstawionych na rys. 3) może wystąpić jej praca niestateczna w przypadku nie nagrzanego sprężarki. Tak więc niebezpieczeństwo niestatecznej pracy sprężarki zwiększa się w związku z niekorzystnymi zmianami luzu wierzchołkowego.

Z powyższych rozważań można wysnuć wnioski natury eksploatacyjnej, że silnik lotniczy wymaga „podgrzania” na ustalonych prędkościach obrotowych, a minimalny czas przejścia od n_{bj} do n_{max} może być również ograniczony wartością luzów wierzchołkowych poszczególnych stopni sprężarki ustalonych dla silnika „zimnego”.

W oparciu o praktykę eksploatacyjną można się pokusić o twierdzenie, że doboru luzów wierzchołkowych zarówno w sprężarkach, jak i tur-

binach konstruktorzy dokonują ze znacznymi zapasami, co niestety nie polepsza parametrów tych zespołów i silnika jako całości.

Literatura

1. Stieczkin B. S. (i inni): „Teoria reaktiwnych dwigateli”, cz. I i II, Moskwa 1958, 1959.
2. Kruschik J.: „Die Gasturbine”, Wien 1960.
3. Pobudjew J., Sielezniw K.: „Teoria i rasczet osiowych i centrobieżnych kompressorów”, Moskwa 1957.
4. Eckert B.: „Axialkompressoren und Radialkompressoren”, Berlin 1953.
5. Horlock J. H.: „Axial flow compressors”, London 1958.
6. Szłoda A. (i inni): „Konstrukcja awiacyjnych gazoturbiniowych dwigateli”, Moskwa 1961.
7. Goflin A. P.: „Aerodinamiczkiej rasczet protocznej cząsti osiowych kompressorów dla stacjonarnych ustanowok”, Moskwa 1959.
8. Szczeciński S.: „Lotnicze silniki turbino-owe”, Warszawa 1965.
9. Szczeciński S.: „Niektóre problemy zwiększania trwałości silników turbiniowych”, Technika Lotnicza i Astronautyczna, nr 2 i 9, 1966.
10. Szymanik R., Szczeciński S.: „O pewnej metodzie zwiększania niezawodności pracy lotniczych silników turbiniowych”, Biuletyn WAT nr 4 z 1967 r.

Warto przeczytać

HUMANIZM PRACY

Na uwagę zasługuje nr 2 z 1968 r. dwumiesięcznika „Humanizm Pracy”, który poświęcony jest w całości zagadnieniom pracy inżynierów i techników.

Numer otwiera artykuł „Humanizm socjalistyczny” J. Chałasińskiego. Jest to skrót referatu „Humanizm socjalistyczny a podstawowe prawo ekonomiczne socjalizmu”.

W artykule „Rola inżyniera w cywilizacji współczesnej i w Polsce Ludowej” autor stara się odpowiedzieć na pytania, w jakim sensie można mówić o cywilizacji współczesnej jako tworze inżynierów, jaka jest właściwa rola tej kategorii społecznej, jak kształtują się na ten temat poglądy inżynierów w świecie i w Polsce? Omawia więc pojęcie „inżynier”, jego definicję określoną przez Międzynarodowe Biuro Pracy oraz definicję narodowe, które bywają różne, jak różny jest sposób uzyskiwania stopnia inżyniera. Treść poszczególnych definicji poddaje analizie, wskazuje na podział wszystkich inżynierów z uwagi na typ materiału, z którym pracują (podział na branżę przemysłową) i podział tzw. funkcjonalny ze względu na zadania, jakie wykonują (typ pracy).

Następnie autor omawia, jak określają inżynierowie europejscy swoją rolę w społeczeństwie oraz pozycję inżyniera w przedsiębiorstwie i społeczeństwie.

Następny artykuł „Różne aspekty doskonalenia kadr kierowniczych” wyjaśnia, dlaczego istnieje konieczność szkolenia i doskonalenia kadry kierowniczej, jaki jest cel rozwoju kadry kierowniczej oraz jaki zawód powinien posiadać kierownik.

W dziale „Z badań i doświadczeń krajowych” warto odnotować kilka ciekawych pozycji.

I tak w artykule „Czynności zawodowe inżynierów” omówione zostały wyniki badań czynności inżynierów i wyników pracy w konkretnych przedsiębiorstwach przemysłowych przeprowadzonych w 1965 r. W ramach tej akcji przeprowadzono 100 wywiadów z inżynierami z zakładów produkcyjnych i biura konstrukcyjnego w Łodzi. Głównym problemem poznawczym była kategoryzacja czynności wykonywanych przez inżynierów w ramach ich roli zawodowej oraz ocena tych czynności z punktu widzenia istotnych zadań, do których inżynierowie są powołani. Autorka bardzo szczegółowo omawia wypowiedzi inżynierów, ich poglądy na własną pracę i ocenę wykony-

wanej pracy. Ponadto przedstawia główne zadania, jakie widzą inżynierowie w rozwoju myśli technicznej podając 11 warunków, które zdaniem inżynierów należy spełnić, by go zrealizować.

W następnym artykule „Niektóre problemy adaptacji społeczno-zawodowej absolwentów szkół technicznych” przedstawione są wyniki badań nad adaptacją społeczno-zawodową absolwentów wyższych, średnich i zasadniczych szkół technicznych zatrudnionych w WSK Rzeszów. Omówione tu zostały trudności, na jakie napotykał badani absolwenci w zakładzie w czasie odbywania wstępnego stażu pracy oraz w początkowym okresie samodzielnej pracy zawodowej.

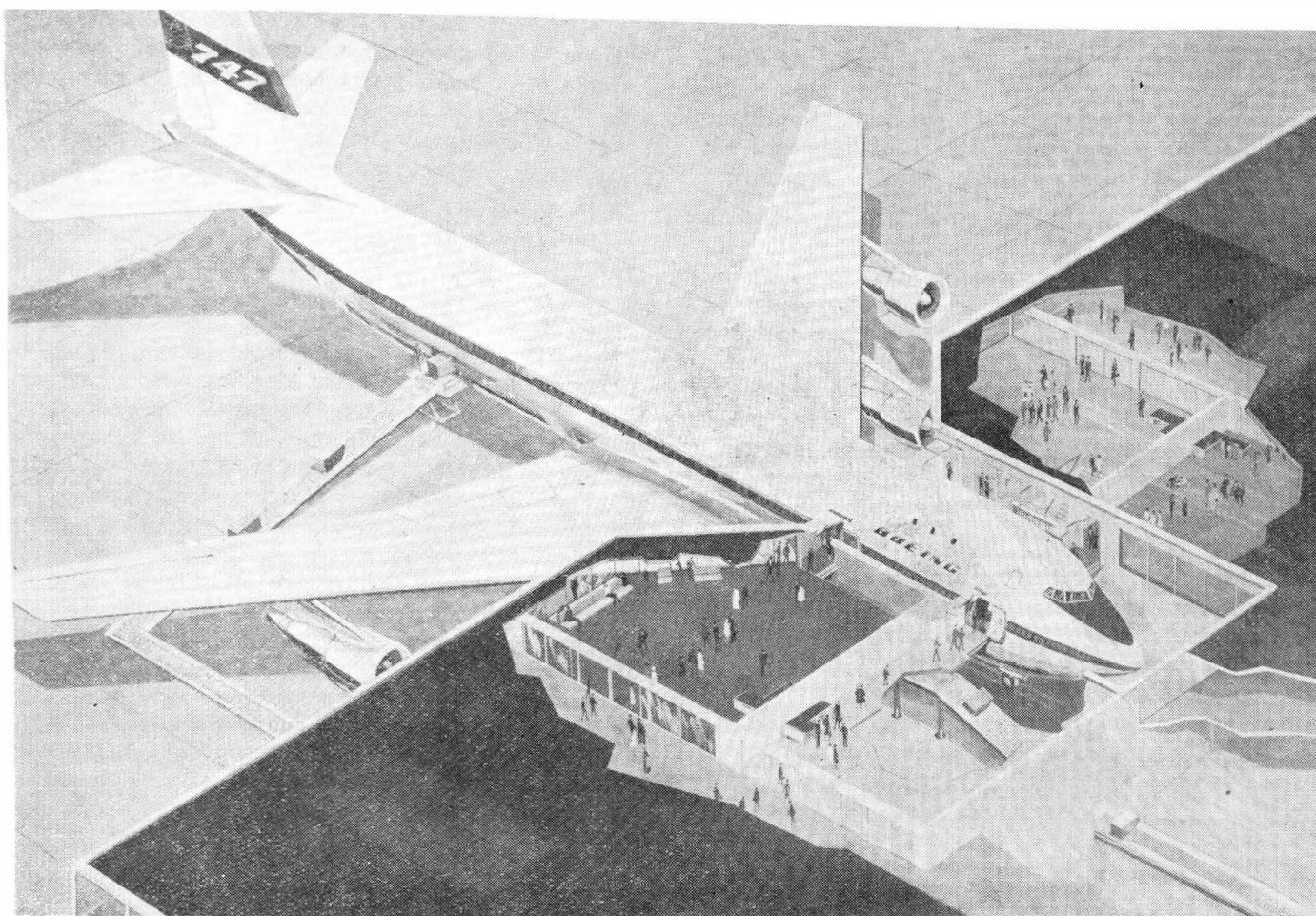
Artykuł „Środowisko determinanty stosunku do pracy” odpowiada na pytanie, w jaki sposób czynniki definiujące środowisko pracy wpływają na kształtowanie się określonego stosunku do wykonywanej przez robotnika pracy, oparty na wynikach badań przeprowadzonych na przełomie lat 1965–1966 w jednym z przedsiębiorstw przemysłu maszynowego. W dziale „Z publikacji zagranicznych” znajdują się również interesujące pozycje. Są to streszczenia i tłumaczenia ciekawych publikacji, które informują o różnych sposobach rozwiązywania problemów pracy i stosunków międzyludzkich w innych krajach.

W artykule „Zmiany techniczne a stosunki międzyludzkie wśród robotników” na przykładzie jednego zakładu pracy omówiony jest wpływ zmian technicznych i związanych z tym zmian w charakterze pracy na wzajemne stosunki pomiędzy brygadami, pomiędzy członkami tych brygad, a także między robotnikami i dozorem technicznym.

W artykule „Wysztalcenie inżyniera = wiedza fachowa + ...?” omówiona jest rola, jaką mogą spełnić uczelnie techniczne w zakresie humanizacji zawodów technicznych.

W artykule „Postęp technologiczny a przystosowanie do pracy” przedstawiono momenty, które w wyniku zmian zachodzących w strukturze pracy wywierają nacisk na psychikę człowieka, zwrócono uwagę na możliwości przystosowania w zmienionych warunkach pracy.

W artykule „Technika nauczania programowanego” omówiono niektóre już przeprowadzone badania nad nauczaniem i te, które mają być podjęte w przyszłości. Podane zostały zarzuty i wątpliwości, jakie rodzi ten system kształcenia na gruncie amerykańskim, na którym powstał. Zachęcamy naszych Czytelników do tej lektury.



Jeden z wariantów obsługi samolotu Boeing 747

Dr BRONISŁAW DOSTATNI

388.9:629.186.5

PRZED STARTEM AUTOBUSÓW POWIETRZNYCH I SAMOLOTÓW NADDŹWIEKOWYCH

Rozważania ekonomiczne

Stosowanie nowej techniki wymaga zwiększonych nakładów na badania, inaczej niezbędne jest przeznaczenie odpowiednich środków na prace pośrednie. We współczesnym lotnictwie zagadnienie to staje się wyjątkowo ważne, wielkość środków finansowych warunkuje osiągnięte rezultaty.

Obecnie jesteśmy w przededniu wprowadzenia do eksploatacji samolotów naddźwiękowych (STS) oraz autobusów — olbrzymów powietrznych. Akt ten nie może odbyć się w sposób mechaniczny, w formie dotychczasowego uzupełnienia taboru, będzie to raczej kolejny etap rewolucji technicznej i chyba w układzie klasycznej konstrukcji samolotu — etap ostatni. Wpro-

wadzenie do eksploatacji wymienionych samolotów nastrocza wyjątkowych trudności zarówno technologicznych, jak i organizacyjnych. Na całym świecie trwa ożywiona dyskusja na ten temat, a liczne sympozja naukowe rozstrzygają wiele problemów składających się na funkcjonalność nowoczesnego transportu lotniczego. W dyskusjach tych nie może pozostać na uboczu środowisko lotnicze naszego kraju. Należy zastanowić się nad wieloma problemami dotyczącymi możliwości rozwoju i przygotowania zaplecza technicznego do wprowadzenia podobnych typów samolotów w Polsce.

Przedsiębiorstwa lotnicze niezależnie od swojej roli usługowej zobowiązane są do stałego śledzenia ofert

przemysłu, które mają oczywiście już charakter nacisku ekonomicznego. Dzieje się tak, z powodu walki konkurencyjnej i utrzymania właściwej pozycji na rynku lotniczym. Dlatego też zmienność czynników ekonomicznych w transporcie lotniczym jest znacznie szybsza, aniżeli w innych gałęziach transportu.

Produkcja i zastosowanie samolotu naddźwiękowego i autobusu powietrznego wymaga zupełnie nowej oceny warunków eksploatacyjnych. Np. przyjęto założenie, że masowość transportu lotniczego uzależniona jest od stałego obniżania kosztów przewozowych przypadających na tonokilometr czy pasażerokilometr. Zasada ta została całkowicie spełniona w przedziale dzielącym samoloty DC-3 i DC-8. Czy jednak dalszy postęp techniki lotniczej pozwoli na zachowanie podobnej tendencji, a jeśli nie, to jakie będą skutki wprowadzenia do eksploatacji samolotu naddźwiękowego i autobusu powietrznego.

Wydaje się, że w rozważaniach ekonomicznych słusze będzie rozdzielenie samolotu naddźwiękowego od autobusu powietrznego. Tak się składa, że producenci przewidują wprowadzenie do eksploatacji prawie jednocześnie jednego i drugiego, jednakże zakres użyteczności tych samolotów jest odmienny.

Rozważania ekonomiczne należy rozpocząć bardzo intensywnie, bowiem po 1970 r. w transporcie lotniczym należy wyczekiwać ciekawych zjawisk, wyrażających się przede wszystkim koncentracją kapitału. Na światowym rynku lotniczym konkurencji nie muszą obawiać się jedynie przedsiębiorstwa giganty, np. PANAM, AEROFLOT, TWA i jeszcze kilka, inne będą próbowały rozwiązać trudności ekonomiczne poprzez łączenie się z kapitałem przemysłowym. Pozostanie jednak poważna grupa przedsiębiorstw, których droga do nowoczesności prowadzić będzie poprzez integrację.

Do rozstrzygnięcia pozostanie jeszcze inny problem, głównie przez przedsiębiorstwa giganty. Wszystkie one dysponują poważną ilością pełnosprawnego taboru np. DC-8, BOEING-707, VC-10 czy całą gamą innych samolotów. Po roku 1970 samoloty te zastępowane będą autobusami powietrznymi i samolotami naddźwiękowymi. Tabor stosowany aktualnie może być albo stosowany w dalszym ciągu, albo też upłynniony przedsiębiorstwom średnim i mniejszym, które nie będą jeszcze zainteresowane samolotami naddźwiękowymi i autobusami powietrznymi. Jednak i te małe przedsiębiorstwa poprzez integrację mogą szukać własnych rozwiązań organizacyjnych i przeciwstawiać się narastającej konkurencji.

Wprowadzenie do eksploatacji nowego taboru w postaci samolotu naddźwiękowego i autobusu powietrznego w początkowym etapie spowodować może bardzo ostry kryzys ekonomiczny, nawet znacznie większy aniżeli to miało miejsce w latach 1958—1961 w okresie wchodzenia do eksploatacji samolotów odrzutowych. Przebieg rekonstrukcji przedsiębiorstw może mieć charakter bardzo łagodny, co uzasadnione jest ich możliwościami finansowymi.

W tabelicy 1 przedstawiono niektóre dane dotyczące przemian strukturalnych samolotów komunikacyjnych będących w dyspozycji przedsiębiorstw — członków ICAO. Wydawało się, że tabor osiągnął pewną stabilizację, a wiele przedsiębiorstw lotniczych nie zdołało jeszcze osiągnąć szczytów technologicznych, tymczasem wchodzimy w nowe dziesięciolecie przemian. W dzie-

sięcioleciu 1958—1967 wzrost prędkości i ciężaru handlowego samolotów spowodowały czterokrotne zwiększenie oferowanej pracy przewozowej, to znaczy z 17 do 64 miliardów tonokilometrów. Wzrost taki stanowi wynik wprowadzenia do eksploatacji samolotów turboodrzutowych i turbośmigłowych.

Nowe koncepcje technologiczne w transporcie lotniczym doprowadziły do poważnego impasu. Jeśli np. rok 1965, a więc rok doskonałej koniunktury ekonomicznej przyjmiemy za 100 w zakresie pracy przewozowej, to wg przewidywań w 1968 r. wskaźnik ten wyniesie 355. Gdyby więc w kolejnej dziesięciolecie eksploatowano istniejący tabor lotniczy, wtedy na lotniskach, a szczególnie tych najbardziej uczęszczanych, ruch zwiększyłby się podobnie. W bardzo uproszczonej postaci wielkości przewozowe zrealizowane w 1965 r. i przewidziane w 1980 r. przedstawiono w tabelicy 2. Powtarzam, uproszczonej, bowiem wg danych ostatnich lat lotniska Paryża miały znacznie większe tempo rozwoju zarówno w przewozach pasażerskich, jak i towarowych, aniżeli przyjęto w założeniach pierwotnych. Przyjmując tak wysokie wskaźniki przewozowe, okaże się, że w 1980 r. żadne z lotnisk europejskich nie będzie w stanie obsłużyć latających samolotów, nawet przy pełnym zautomatyzowaniu podstawowych czynności. Oczywiście przy założeniu, że tabor pozostałby niezmienny. Wyjściem z powyższego impasu będzie jedynie koncentracja przewozów i specjalizacja lotnisk

Tabela 1. Ceny zakupu niektórych samolotów będących w eksploatacji i przewidywanych do eksploatacji

Rodzaj samolotu	Nazwa samolotu	Cena [mln dolarów]	Ilość będąca w eksploatacji	Ilość zamówień
Samoloty naddźwiękowe	Boeing 2707	35,0	—	129
	Concorde	19,0	—	72
Autobusy powietrzne	Boeing 747	22,0	—	141
	Lockheed-C-5A	17,0	—	16
Samoloty dalekiego zasięgu	VC-10	6,2	32	—
	DC-8	8,0	456	—
	Boeing-707/320	7,0	574	—
Samoloty średniego zasięgu	Boeing 720	5,7	149	—
	Boeing 727	5,5	656	—
	Boeing 737	3,3	194	—
	„Caravelle”	3,5	247	—
	DC-9	3,8	457	—

Tabela 2. Wielkość pracy przewozowej na niektórych lotniskach w roku 1965 oraz przewidywana na 1980 r.

Lotnisko	Ilość startów [tys.]		Ilość pasażerów [tys.]		Ładunek towarowy [tys. ton]	
	1965	1980	1965	1980	1965	1980
Amsterdam	63	223	2 446	7 973	82	295
Frankfurt	126	454	4 796	16 781	103	360
Londyn (węzeł)	221	796	12 034	42 000	204	712
Paryż (węzeł)	137	493	6 584	22 930	120	420
Kopenhaga	92	331	3 302	11 550	55	193

U w a g a : wszystkie wartości zostały zaokrąglone z dokładnością jednego tysiąca.

dla określonych typów samolotów, z jednoczesnym wydzieleniem ruchu krajowego od międzynarodowego oraz pasażerskiego od towarowego.

Reasumując, można przyjąć założenie, że krytycznym etapem rozwoju samolotu będzie prędkość rzędu 3 Ma, a zasięg 10 tys. km. Rynek lotniczy w dalszym jednak ciągu będzie stwarzał zapotrzebowanie na samolot klasyczny, niezbędny dla zabezpieczenia przelotów na krótkich i średnich dystansach. Ustalenie jednak krańcowych potrzeb i skali rozwoju, szczególnie rynku międzynarodowego, jest jeszcze zbyt trudne. Wróćmy jednak do tematu i określmy bliżej potrzebę oraz efektywność ekonomiczną zastosowania autobusu powietrznego oraz samolotu naddźwiękowego.

AUTOBUS POWIETRZNY

Według dotychczasowej oceny oraz przewidywań ekonomistów większą użyteczność społeczno-gospodarczą będzie miał autobus powietrzny aniżeli samolot naddźwiękowy. Jakkolwiek we wszystkich tych przemianach pasażera interesuje oszczędność czasu, to jednak na pierwszym planie stawia on taryfy, z czym liczyć się muszą producenci i użytkownicy. Zachowanie taryf na niezmiennym poziomie w autobusach powietrznych w stosunku np. do samolotu DC-8 nie wróżyłoby powodzenia temu pierwszemu.

Według danych Boeinga koszt produkcji samolotu w przeliczeniu na jeden fotel kształtuje się bardzo różnie dla określonego typu samolotu. Ilustracją kosztów produkcji projektowanego autobusu Boeing-747 w stosunku do Boeing-707/320 jest zestawienie w tabelicy 3. Projekt generalny Boeing-747 przewiduje samolot o 490 miejscach i w tej sytuacji taryfy powinny ulec obniżeniu o 15—20% w stosunku do Boeing-707. Spełnienie tego warunku gwarantuje już powodzenie nowego taboru.

Sledząc publikacje na temat autobusu powietrznego stwierdzić należy, że znacznie więcej miejsca poświęcono zagadnieniom technicznym związanym z konstrukcją samolotu, mniej natomiast rozważaniom natury ekonomicznej.

Jak już wspomniano wyżej, jedną z podstawowych przyczyn wprowadzania do eksploatacji autobusów powietrznych jest ilościowe ograniczenie operacji startów i lądowań. Zdolność przewozowa np. Boeing-747 będzie prawie trzykrotnie większa od dotychczasowych samolotów typu DC-8 czy Boeing-747. Autobusy z uwagi na swój ciężar startowy wymagać będą ulepszonej nawierzchni pasów startowych, a przede wszystkim płyt peronowych. Znacznej rozbudowie podlegać będą porty lotnicze. Przyjęcie jednorazowe samolotu o zdolności przewozowej 500 osób (a w przyszłości i większych) wymaga przekształcenia funkcji dworca lotniczego na wzór nowoczesnego dworca kolejowego czy morskiego.

Zagadnienie powyższe stanowi sygnał nie tylko dla krajów, które dysponują doskonale rozwiniętym transportem lotniczym, ale również i dla tych, które wejdą względnie będą chciały zachować dotychczasową pozycję w układzie międzynarodowym. W tabelicy 5 przedstawiono wstępne przewidywania ilości startów autobusów powietrznych z niektórych lotnisk.

Niezależnie od przewozów autobusami powietrznymi znacznie rozwinięte zostaną przewozy taborem klasycz-

Tabela 3. Nakłady inwestycyjne na jedno miejsce pasażerskie w samolotach Boeing 747 oraz Boeing 707

Ilość miejsc	Nakłady inwestycyjne w przeliczeniu na jeden fotel (tys. dolarów)	
	Boeing 747	Boeing 707
350	60 000	
366	57 000	
426	50 000	
490	43 000	
Boeing 707	140	52 000

Tabela 4. Zmiany strukturalne taboru lotniczego przedsiębiorstw ICAO w latach 1958—1967

Rodzaj samolotu	Ilość samolotów w latach		Wielkość pracy przewozowej w procentach w mld pasażerów			
	1958	1967	1958	1967	1958	1967
	Samoloty z silnikami tłokowymi	4174	2688	93	5	15,81
Samoloty odrzutowe	12	2206	—	84	—	53,76
Turbinowe samoloty śmigłowe	418	1355	7	11	1,19	7,04
Razem	4604	6229	100	100	17,00	64,00

Tabela 5. Przewidywana ilość startów autobusów powietrznych oraz ich zdolność przewozowa w latach 1971 i 1976 w ciągu jednej doby na niektórych lotniskach

Węzły lotnicze	1971		1976	
	ilość startów	zdolność przewozowa pasażerów	ilość startów	zdolność przewozowa pasażerów
Nowy Jork	102	51 000	247	122 500
Chicago	48	24 000	147	73 500
Londyn	21	10 500	69	34 500
Paryż	16	8 000	42	21 000

nym, również poważnie zmodernizowanym. W sposób podobny rozwiną się przewozy towarowe, które wg danych tabelicy 2 na lotnisku londyńskim osiągną ponad 700 tys. ton. Ładunek ten z punktu widzenia wartościowego przewyższy wartość ładunku wielkiego portu morskiego. Proces przyjęcia i wydania ładunku, a przede wszystkim terminowego załadunku i rozładunku będzie wymagał rozbudowanego zaplecza magazynowego, opartego o działanie komputerów. Przewozy ładunków towarowych muszą być oparte na ładunku spaketyzowanym i w odpowiednio przystosowanych kontenerach. W tym względzie można wykorzystać doświadczenie innych rodzajów transportu, a nawet wspólnie z nimi programować przewozy.

Wielkie samoloty następczą będą poważne trudności organizacyjne na samych lotniskach. Konieczność np. szybkiego opuszczenia samolotu przez pasażerów wymaga zwiększenia ilości drzwi, a także korytarzy przejściowych w samolocie. Przepisy FAA przewidują, że komplet pasażerów powinien opuścić samolot maksymalnie w ciągu 90 sek. Mając na uwadze olbrzymią ilość pasażerów przylatujących i odlatujących, rady-

kalnie należy zmienić technologię ich obsługi, w przeciwnym razie należałoby budować dworce — giganty.

Wprowadzenie do eksploatacji samolotów gigantów, to sprawa nie tylko specjalistów transportu lotniczego. Problem ten wymaga gruntownego przygotowania całokształtu gospodarki komunalnej miasta obsługiwanego przez dane lotnisko.

Na uboczu nie mogą pozostać takie problemy jak:

- dojazdy do miasta z lotniska
- zaplecze hotelowe
- zaopatrzenie w paliwo
- zaplecze magazynowe.

Zatrzymajmy się przy zabezpieczeniu hotelowym i gastronomicznym. Przyjmijmy założenie, że na lotnisku

w Warszawie w ciągu jednej doby lądują cztery autobusy powietrzne z pełnym kompletem pasażerów. Stanowi to 2 tys. osób, które w większości zamierzają spędzić w Warszawie kilka dni. Proces ten powtarza się i miasto powinno zabezpieczyć tylko dla pasażerów lotniczych kilka tysięcy miejsc hotelowych i gastronomicznych jednocześnie. Okaże się więc, że proces rozwoju przewozów autobusami powietrznymi pociągnie za sobą konieczność rozbudowy wszystkich urządzeń towarzyszących.

Powyżej przedstawiliśmy wyłącznie rozważania natury ogólnej, dotyczące autobusów powietrznych, a w najbliższych numerach opublikujemy szczegółowe rozważania określające praktyczną użyteczność samolotów, które wejdą do eksploatacji.

Mgr JAN KONIUSZEWSKI

656.7(438)

40 lat polskiego lotnictwa komunikacyjnego

Polskie Linie Lotnicze „LOT” w latach 1945-1968

Poza wymienionymi uprzednio samolotami LI-2, otrzymanymi w 1945 r. od wojska, „LOT” w czerwcu tegoż roku podpisał umowę o zakup dodatkowych 20 samolotów tego typu. Dostawy tych samolotów nadchodziły sukcesywnie w okresie 1945—46 r. W tym samym okresie zakupiono z demobilu amerykańskiego samolot Douglas znany pod trzema nazwami C-47, DC-3 lub popularnie „Dakota”. Krótke charakterystyki oraz zestawienie ilościowe sprzętu podano w tablicach 2 i 3.

Samoloty radzieckie LI-2 produkowane na licencji amerykańskiej, których ilość już w 1946 r. była znaczna (25 sztuk), miały jak na tamte lata zupełnie niezłe osiągi eksploatacyjne i mimo że wymagały dość częstych i pracochłonnych przeglądów okresowych spełniały z powodzeniem swoje zadania. Przystosowane do lądowania w ciężkich warunkach terenowych były przy ogólnym zniszczeniu lotnisk samolotem bardzo użytecznym zarówno do celów komunikacji lotniczej, jak i do przewożenia towarów oraz akcji specjalnych w rodzaju opylania lasów.

Samoloty Douglas C-47 produkcji z lat 1942—43 pochodzące z demobilu amerykańskiego miały charakterystyki bardzo zbliżone do LI-2. Na podkreślenie zasługuje fakt, że typ ten był niezmiernie popularny jeszcze w początkach lat pięćdziesiątych. W 1952 r. około 50% wszystkich samolotów pasażerskich na świecie — to „Dakoty”.

W latach 1945—46 miała jeszcze miejsce seria światowych katastrof

samolotów tego typu, co wywołało zrozumiałą dyskusję i zaniepokojenie społeczeństwa. Mimo siedmiu przymusowych lądowań, jakie polskie „Dakoty” miały w okresie 1946 r., obyło się bez katastrofy, piloci w zasadzie nie narzekali na ten typ sprzętu i mieli do niego zaufanie.

W związku z nowym planem eksploatacji na 1947 r. PLL „LOT” przystąpiły do zakupu 6 nowych samolotów. Jako dostawca wchodziły w rachubę jedynie trzy państwa: Związek Radziecki, Stany Zjednoczone i Francja.

W marcu 1947 r. przybyła do Warszawy delegacja francuskiego przemysłu lotniczego w celu zaprezentowania władzom polskim i „LOT-owi” nowego samolotu pasażerskiego „Languedoc” SO-161. Typ ten zaprojektowany tuż przed wybuchem wojny miał 4 silniki o mocy 1100 KM i przeciętną prędkość przelotową 360 km/godz. oraz pojemność 33 pasażerów plus załoga. Samolot na przebycie trasy Warszawa—Paryż potrzebował 4 godziny. Władze lotnicze nosiły się z zamiarem nabycia 10 samolotów tego typu, co miało po-

4. Pierwszy „Languedoc” w służbie „LOTu” na lotnisku Okęcie fot. M. Kobrzyński



Tablica 2. Charakterystyki samolotów eksploatowanych przez PLL „LOT” w latach 1945—1968

Typ samolotu	Produkcja		Data wprawd. do ekspl.	Liczba miejsc pasażerskich	Silniki			Prędkość [km/godz]		Maks. zasięg*) [km]	Maks. ciężar*) startowy [kG]	Ciężar*) handlowy [kG]
	rok	kraj			liczba	typ	moc [KM] ciąg [kG]	maks.*)	przelotowa			
LI-2	1945 1953	ZSRR	1945	24	2	Asz-62JR	1000	300	240 ¹⁾	2400	10 700	1400
Douglas C-47 („Dakota”)	1942 1943	USA	1946	21	2	R-1830	1200	370	280	1200	11 800	2000
„Languedoc” SO-161	1946 1947	Francja	1947	33	4	Gnome-Rhone 14-N	1200	480	340	2200	24 000	3970
Iłuszyn IŁ-12	1949 1950	ZSRR	1949	21 24	2	ASz-82-FN	1850	407	300	1300	16 600	2000
Iłuszyn IŁ-14	1955 1957	ZSRR NRD	1955 1956-57	26 32	2	ASz-82-T	1900	430	299 ¹⁾	3100	17 500	4400
Convair-240	1947 1948	USA	1957 1959	40	2	Pratt and Whitney R-2800	2400	460	342 ¹⁾	880	18 950	6400
Iłuszyn IŁ-18	1961 1964	ZSRR	1961 1964	87/100	4	AI-20	4000	660	543 ¹⁾	5000	61 000	11 500
„Viscount” V-804	1957	W. Brytania	1962	54	4	RR„Dart” 510	1600	670	426 ¹⁾	3100	29 300	6000
AN-24	1965	ZSRR	1966	48/44	2	AI-24	2550	450— —475	380	2100	21 000	5500
TU-134	1967	ZSRR	1969	64 72	2	D-30	6800	950	800 ÷ ÷ 850	3100	41 700	7700

1) Statystyczna roczna „LOT-u” w 1964 roku

*) Wartość przybliżona

Tablica 3. Koszty godziny lotu na poszczególnych typach sprzętu [zł]

Typ samolotu	1957		1958		1959		1960		1961		1962		1963		1964	
	kraj	zagr.	kraj	zagr.	kraj	zagr.	kraj	zagr.	kraj	zagr.	kraj	zagr.	kraj	zagr.	kraj	zagr.
IŁ-14	5488	5498	8279	7120	7617	8615	8472	10 444	10 996	12 184	10 026	11 733	14 697	17 003	13 063	15 860
IŁ-18	—	—	—	—	—	—	—	—	—	64 179	—	64 867	—	62 787	—	62 716
CV-240	—	—	—	7978	—	9511	—	10 655	—	13 127	—	16 749	—	21 887	—	34 276
LI-2	3953	—	6159	—	6160	—	6128	—	7 179	—	5 849	—	9 011	—	7 089	—
„Viscount” V-80	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	14 739	—	25 761	—	29 946

zwoić na obsługę szlaków zagranicznych dalekiego zasięgu.

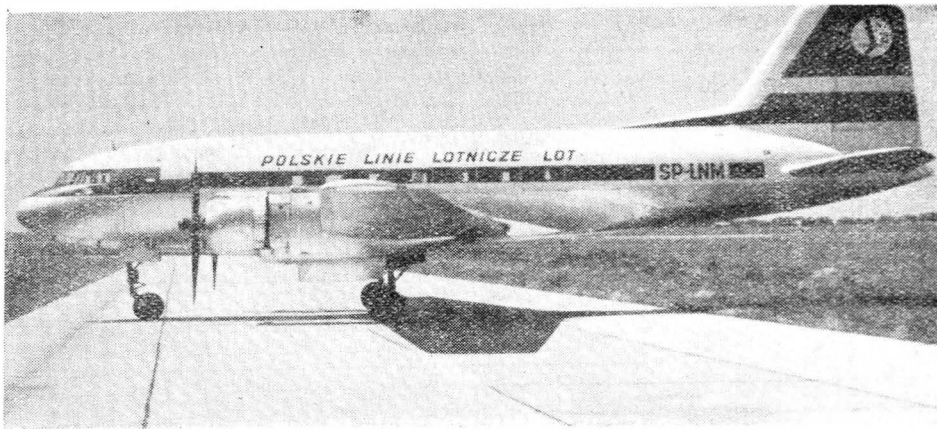
Historia zakupu tego samolotu wiąże się z jednym z dramatyczniejszych epizodów z dziejów PLL „LOT”. Wynikał on z faktu, że wszystkie (5 szt.) z zakupionych samolotów „Languedoc” SO-161 miały poważne wady silników (kilkanaście przymusowych lądowań, z których jedno pod Reims we Francji o mały włos nie skończyło się katastrofą). W miarę pogarszania się stosunków między Wschodem a Zachodem wystąpiły również poważne trudności w nabywaniu części zamiennych do tego sprzętu. Samoloty „Languedoc” SO-161 były eksploatowane w PLL „LOT” bardzo krótko i w 1950 r. zostały przekazane do kasacji.

W latach 1947—48 radziecki przemysł lotniczy przystąpił do produkcji seryjnej samolotów nowego typu IŁ-12. Samoloty tego typu zostały zakupione przez PLL „LOT” w 1948 r. w liczbie 5 szt. Swoimi charakterystykami nie odbiegały od technicznego poziomu samolotów produkowanych w ostatnich latach przedwojennych. Miały 21 miejsc pasażerskich, praktyczną długość odcinka eksploatacyjnego do 800 km, przy tej odległości udźwig handlowy 2000 kG oraz prędkość przelotową 300 km/godz. Samoloty te miały nie dopracowane silniki typu ASZ-82FN.

Po roku 1950 w zakresie sprzętu dla linii zagranicznych wskutek blokady amerykańskiej problematyczna była eksploatacja samolotów Douglas

C-47 ze względu na brak części zamiennych. Dlatego PLL „LOT” musiały przejść całkowicie na sprzęt radziecki. Na linie krajowe planowano użycie samolotów LI-2, a następnie wymienić je na bardziej nowoczesne. Zakładano również zakup nowych samolotów w połowie planu 6-letniego, w tym 10 samolotów 12-miejscowych.

Duże nadzieje na poprawę sytuacji sprzętowej wiązano z nowym typem radzieckiego samolotu pasażerskiego IŁ-14. Samoloty IŁ-14 zostały zakupione w 1955 r. Pierwsza partia w liczbie 4 sztuk pochodziła ze Związku Radzieckiego. Następnie w okresie 1955—57 z NRD sprowadzono pozostałe 8 egzemplarzy. W roku 1959 jeden samolot uległ rozbiciu



5. Samolot PLL „LOT” IŁ-14

fol. M. Kobrzyński

(pod Moskwą) i został zastąpiony maszyną tego samego typu zakupioną w Czechosłowacji.

Początkowo poważną wadą tych samolotów okazały się krótkie okresy międzynaaprawcze silników zmuszające do częstych przeglądów okresowych. W miarę dojrzewania typu i modernizacji samoloty IŁ-14 osiągnęły przeciętny poziom samolotów w swojej klasie.

Niestety był to jednak również sprzęt średniego zasięgu o stosunkowo małej ładowności i znacznej różnicy w komforcie wyposażenia wnętrza w stosunku do podobnych typów eksploatowanych na Zachodzie

Oprócz wymienionych samolotów komunikacyjnych o średniej ładowności „LOT” eksploatował również samoloty małe zabierające po kilku pasażerów z przeznaczeniem do lotów taksówkowych oraz specjalnych. W okresie 1950—53 sprowadzono czteroosobowe samoloty Aero-45 produkcji czechosłowackiej, przeznaczone do lotów taksówkowych. Płacąc 1,50 zł od kilometra można było wynająć samolot do dowolnego miejsca posiadającego lotnisko. Loty taksówkowe były szeroko reklamowane mimo małej opłacalności.

Do roku 1957, kiedy to udało się zakupić za specjalnym zezwoleniem Departamentu Stanu USA cztery mocno zużyte (po 14 tys. godz.) samoloty Convair 240, PLL „LOT” ze względu na napiętą sytuację polityczną nie miały praktycznie żadnych możliwości prowadzenia jakiegokolwiek polityki inwestycyjnej w zakresie taboru. Charakterystyki większości sprzętu „LOT” odpowiadały poziomowi technicznemu z 1939 roku. Trudno było z tym sprzętem konkurować z przedsiębiorstwami zachodnimi.

W okresie 1956—58 możliwe było nabywanie radzieckich samolotów odrzutowych TU-104, niestety zbyt krótkie pasy startowe na lotnisku Okęcie wykluczyły tę możliwość.

Podczas gdy PLL „LOT” rozszerzały sieć linii zagranicznych samolotami IŁ-14 i CV-240, zachodnie towarzystwa lotnicze przeprowadzały gruntowną modernizację swojego taboru. Wycofywano maszyny znacznie nowocześniejsze od samolotów eks-

platuowanych przez „LOT”, takie jak „Viscount” czy „Constellation” wprowadzając szybsze, pojemniejsze i wygodniejsze samoloty odrzutowe. W miarę rozwoju linii europejskich „LOT” kontrast techniczny stawał się coraz bardziej jaskrawy, a wysokie tempo modernizacji w innych firmach lotniczych pogłębiało dystans dzielący „LOT” od nich.

W okresie od 1960 roku nabywanie taboru miało nadal charakter krótkofalowy, podyktowany wolań przezwyższymi doraźnymi trudnościami. Z wyjątkiem Convairów zakupywany tabor był nie znany i nie wypróbowany w eksploatacji, co powodowało jego ograniczone wykorzystanie.

Plan 5-letni nie przewidywał pełnej modernizacji taboru PLL „LOT”, nie zakładał on również otwarcia najistotniejszych dla interesów Polski i decydujących o przyszłości polskiej komunikacji lotniczej linii dalekodystansowych.

Na podstawie analiz „LOT” zaproponował w roku 1960 zakup najbardziej ekonomicznych dla tras europejskich samolotów angielskich „Viscount” 804. Długofalową modernizację linii europejskich plan 5-letni oparł na odrzutowych samolotach D-152 produkcji NRD o charakterystykach zbliżonych do wprowadzonych do eksploatacji na Zachodzie doskonałych samolotów „Caravelle”. W końcu 1960 r. zgodnie z umową zawartą w Moskwie „LOT” otrzymał 3 samoloty IŁ-18. Samoloty te miały zabezpieczyć eksploatację linii na Bliski i Daleki Wschód. Nowy sprzęt mimo że otworzył szerokie perspektywy przed przedsiębiorstwem postawił nie mniejszą ilość trudnych problemów. Trudności te są łatwe do uchwycenia przy porównaniu podstawowych danych.

Różnice pomiędzy sprzętem „LOT” posiadanym w 1960 r. i samolotami IŁ-18 były znaczne. Nowo zakupione samoloty miały dwukrotnie większą prędkość, 3,5—4-krotnie większy zasięg i 4—4,5-krotnie większy udźwig handlowy. Dla przykładu samolot IŁ-14 pokonywał trasę Warszawa—Bruksela z międzylądowaniem w Berlinie (ze względu na krótki zasięg) w łącznym czasie 5 godz. 10 min, podczas gdy samoloto-

wi IŁ-18 wystarczały 2 godz. 30 min. Cena samolotu IŁ-18 wynosiła ok. 10 mln rubli, co z kolei rzutowało na wysokość stawek asekuracyjnych i odpisów amortyzacyjnych.

Z chwilą otrzymania tego sprzętu najważniejszą sprawą dla przedsiębiorstwa było maksymalne wykorzystanie jego dużych zdolności przewozowych. W roku 1960 istniała poważna dysproporcja pomiędzy ruchem lotniczym wykonywanym przez „LOT” a potencjalnymi możliwościami przewozowymi nowo nabytego sprzętu. Samoloty IŁ-18 ze względu na duży zasięg i pojemność nie były początkowo opłacalne na krótkich trasach europejskich. Dopiero w miarę upływu lat i otwarcia nowych połączeń (linia blisko-wschodnia) wyniki finansowe tego samolotu ulegały ciągłej poprawie. Pod koniec 1960 r. w NRD zrezygnowano z produkcji samolotów D-152. Ten bardzo niekorzystny dla polskiej komunikacji fakt wraz z szeregiem innych przyczyn (mniejsza niż planowano ilość godz. wylatanych przez IŁ-18, gwałtowne pogorszenie stanu Convairów) zmusił PLL „LOT” do skorygowania zamierzeń i zmniejszenia zadań przewidywanych do wykonania w 5-latce 1961—65.

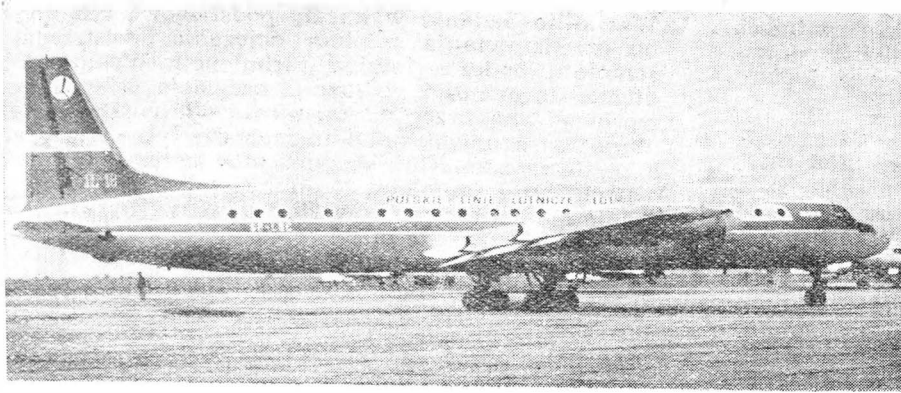
Jednocześnie uzupełnienie taboru „LOT” dla obsługi linii zagranicznych sprzętem dostatecznie ekonomicznym i mogącym konkurować z samolotami zachodnich towarzystw lotniczych stało się koniecznością warunkującą nie tylko dalszy rozwój, ale utrzymanie posiadanych pozycji.

Uzupełnienie braków sprzętowych zakupem dalszych samolotów IŁ-18 nie miało, jak już wspominaliśmy, uzasadnienia ekonomicznego. Przedsiębiorstwu był potrzebny samolot nowocześniejszy, szybki, o zasięgu 2—2,5 tys. km i pojemności 40—60 miejsc pasażerskich.

Z samolotów budowanych w obozie socjalistycznym pod rozwagę mógł być brany jedynie radziecki samolot odrzutowy TU-124. Jednak terminy jego wejścia do eksploatacji były dość odległe (1964 r.).

W kręgu zainteresowań PLL „LOT” znajdowały się 2 typy sprzętu produkcji zachodniej. Jednym była francuska „Caravelle” — jeden z najlepszych samolotów odrzutowych średniego zasięgu — a drugim angielski samolot „Viscount” 804 — łatwy w eksploatacji ze względu na zapewnione w całej Europie zaplecze techniczne. W 1960 r. eksploatowano na świecie około 440 samolotów tego typu. Ostatecznie zakupiono trzy samoloty „Viscount” 804.

Samoloty „Viscount” mogły w pełni zastąpić cztery przestarzałe i przeznaczone do sprzedaży Convairy 240. Jednak utrata w dniu 19.XII.1962 roku jednego samolotu „Viscount” znacznie zmniejszyła możliwości tego sprzętu. Nie udało się uniknąć załamania programu eksploatacji ustalonego na 1963 rok. W tymże ro-



6. Samolot IŁ-18

fot. M. Kobrzyński

ku w miejsce utraconego „Viscounta” zakupiono w ZSRR czwarty samolot IŁ-18, który wszedł do eksploatacji w 1964 roku. Nieco wcześniej ze względu na wysoki stopień zużycia wycofano z eksploatacji dalszych 5 samolotów LI-2 najstarszej serii A i B (1945—47 r.). Przeprowadzono jednocześnie modernizację samolotu IŁ-14 przerabiając go z 26-miejscowego na 32-miejscowy. W roku 1965 rozbił się w Belgii jeszcze jeden samolot „Viscount” 804. Jednocześnie przed PLL „LOT” zarysowały się realne perspektywy wyposażenia w nowoczesny sprzęt. Zostały sfinalizowane zakupy dużych ilości nowego taboru w ZSRR. Zakupiono trzy dalsze samoloty IŁ-18 (samoloty te miały po 100 miejsc pasażerskich) oraz 10 samolotów o

mniejzym zasięgu i pojemności 40—50 pasażerów AN-24. Dzięki tym zakupom PLL „LOT” przeszedł na nowocześniejszy sprzęt z napędem turbinowymi silnikami śmigłowymi wycofując stopniowo z eksploatacji samoloty tłokowe. Wprowadzenie tego sprzętu powiększyło zdolność przewozową przedsiębiorstwa w 1966 roku o około 30%.

W końcu 1968 r. PLL „LOT” otrzymało pierwszą partię radzieckich samolotów TU-134. Samoloty te otwierają przed przedsiębiorstwem nowe perspektywy w zakresie konkurencji na rynku europejskim z towarzystwami zachodnimi.

W podsumowaniu zagadnień sprzętowych na przestrzeni ostatnich lat należy stwierdzić co następuje. Po-

stępujący pod naciskiem wzrastających potrzeb przewozowych wzrost działalności Polskich Linii Lotniczych „LOT” odbywał się niejednokrotnie bez należytego przygotowania i zaopatrzenia w nowoczesny, ekonomiczny sprzęt. Zakupy sprzętu były dokonywane poza planem i awaryjnie, w związku z tym dały się odczuć poważne braki w planowanym przygotowaniu zaplecza technicznego i kadr. Niekorzystne jest kilkuletnie opóźnienie wprowadzenia sprzętu odrzutowego, co oznacza, że PLL „LOT” wejdzie w etap lotnictwa odrzutowego „klasycznego” w czasie, gdy przygotowuje się już przejście w etap lotnictwa naddźwiękowego i autobusów powietrznych.

Przedsiębiorstwo Polskie Linie Lotnicze „LOT” jest żywym i rozwijającym się organizmem produkcyjnym.

W artykule został podany tylko wąski wycinek z dziejów jego bogatej działalności. W dalszym toku na pewno nastąpią ogromne zmiany w oparciu o znacznie większe możliwości, większe doświadczenia oraz usunięcie pewnych niedociągnięć w polityce wobec komunikacji lotniczej.

Literatura

1. Akta Centralnego Archiwum Wojskowego, lata 1944—46.
2. Akta Archiwum Akt Nowych, lata 1945—47.
3. Materiały wewnętrzne Polskich Linii Lotniczych „LOT”, lata 1950—1967.

Mgr MAREK ŻEBROWSKI

533.6.013.8:629.13.05

Lot w turbulencji według wskazań przyrządów pokładowych

Lot według wskazań przyrządów pokładowych w silnej turbulencji może stworzyć poważne zagrożenie dla bezpieczeństwa samolotu. Zagrożenie to wywołują nie tylko siły turbulencji, lecz także sam pilot.

O ile wytrzymałość samolotu na działanie sił turbulencji można w przybliżeniu obliczyć i przewidzieć, o tyle zachowanie się człowieka-pilota jest dotąd zagadnieniem nie całkowicie poznanym i trudnym do przewidzenia. W wielu wypadkach stwierdzono, że zniszczenie samolotu w locie nie było spowodowane przekroczeniem jego wytrzymałości siłami turbulencji, lecz siłami wywołanymi niewłaściwym sterowaniem przez pilota. Pilot próbował albo wyprowadzić samolot z normalnego, trudnego do określenia na podstawie wskazań przyrządów pokładowych położenia przestrzennego lub niewłaściwie sterował w stosunku do aktualnej potrzeby. Dodatkowo, na wytworzoną sytuację ujemny wpływ miały niejednakowe, indywidualne, psychomotoryczne i emocjonalne reakcje pilota. Wnioski takie uzyskano w rezultacie badań nad problemem lotów w turbulencji i analizie wielu wypadków lotniczych, jakie zdarzyły się w turbulencji.

Lot w silnej turbulencji stwarza poważne niebezpieczeństwo w związku z niewłaściwymi reakcjami pilota wynikającymi z kolei ze wskazań przyrządów pokładowych. W artykule podano wyniki badań zagadnień związanych z lotem w turbulencji uzyskane przy użyciu zarówno samolotów, jak i symulatorów lotu, wyjaśniono przyczyny nieprawidłowych reakcji pilota w czasie lotu w turbulencji według wskazań przyrządów pokładowych oraz przedstawiono zasady poprawnego sterowania pochylem samolotu w turbulencyjnej atmosferze.

W ostatnich latach przeprowadzono wiele badań w celu wyjaśnienia problemów związanych z lotem w turbulencji. Na badania złożyły się przeloty samolotów-laboratoriów przez obszary wywołujące turbulencję, loty doświadczalne, loty pozorowane na symulatorze oraz próby na pilotach umieszczonych w wirówkach i wi-bratorach. Wyniki tych badań wyjaśniły:

- rolę wskazań przyrządów pokładowych w sterowaniu samolotem w turbulencyjnej atmosferze
- wynikające stąd trudności w sterowaniu pochylem samolotu.

Badania nad lotem w turbulencji za pomocą symulatorów lotu

Za pomocą doświadczalnych symulatorów lotu uzyskano szczególnie wartościowe wyniki badań nad lotem w turbulencji powietrznej. Pozwoliły one na uogólnienie wyników otrzymanych za pomocą innych metod badawczych. Do badań użyto trzech symulatorów lotu, które odtwarzały ruchy samolotu i wywołane nimi

przyspieszenia. Badania były przeprowadzone w trzech całkowicie niezależnych od siebie ośrodkach naukowych. Wyniki tych badań zostały porównane dopiero po zakończeniu programów badawczych.

W US Naval Air Development Center w 1964 r. zmodyfikowano symulator-wirówkę. Dzięki tej modyfikacji kabina pilota mogła podlegać zmianom obciążeń z częstotliwością do 5 Hz. Zadanie badanych pilotów polegało na sprowadzaniu do neutrum za pomocą ręcznego sterowania określonych, pozornych położzeń przestrzennych samolotu, pojawiających się na sztucznym horyzoncie. Wskazania sztucznego horyzontu były wywołane przypadkowymi, oscylującymi sygnałami, niezależnymi od zmian w wytwarzanych przyspieszeniach. Zmiany obciążeń zostały uprzednio zaprogramowane i nie były wymuszone sterowaniem przez pilota. Dodatkowo wprowadzono przyspieszenia poprzeczne i kątowe.

Opisany symulator lotu pozorował charakterystyki dynamiczne sterowania samolotu Boeing 720. Dalsze modyfikacje polegające na wprowadzeniu sterowanych przez pilota ruchów kabiny zwiększyły realizm pozorowania lotu.

W NASA Ames Research Center zaprojektowano i zbudowano symulator sterowania wysokością (Height Control Simulator). Kabinę tego symulatora umieszczono w pionowej prowadnicy o wysokości 35 m. Kabina mogła wykonywać ruchy pionowe o częstotliwości do 15 Hz, lecz nie miała możliwości pochylania i przechylania. Pod innymi względami symulator ten był podobny do normalnego nieruchomego symulatora z pilotem umieszczonym w zamkniętym obwodzie sterowania. Mógł on pozorować charakterystyki dynamiczne sterowania dowolnie wybranego, dużego samolotu odrzutowego.

W czasie badań wytwarzano pionowe przyspieszenia o wartościach, jakie samolot może napotkać podczas lotu w silnej burzy. Dodatkowo wprowadzono drgania pokładu kabiny o częstotliwości 4 Hz, typowe dla kadłuba dużego samolotu transportowego lecącego w turbulencji. Matematyczna maszyna cyfrowa modelowała turbulencję pionową i poziomą o wartości ± 6 m/sek z nakładającymi się podmuchami pionowymi do 60 m/sek.

W Royal Aircraft Establishment w celu uzyskania możliwości pozorowania lotu dużego, odrzutowego samolotu transportowego zmodyfikowano symulator lotu samolotu myśliwskiego. Dzięki częściowej swobodzie ruchu kabina symulatora mogła się pochylać i przechylać. W zakresie symulacji nie włączono wpływu dużej liczby Ma na charakterystyki dynamiczne sterowania i efekty zmian wyważenia wywołanych zmianą ciągu. Ruchy kabiny symulatora sterowane były przez pilota. Matematyczna maszyna cyfrowa modelowała turbulencję pionową i poziomą o wartości ± 5 m/sek z nakładającymi się podmuchami pionowymi do 60 m/sek oraz podmuchami poziomymi do ± 30 m/sek. Symulatorami lotu badano pilotów o różnych umiejętnościach. Szczególnie wartościowe wyniki osiągnięto na symulatorach lotu odtwarzających warunki lotu przy dodatnich i ujemnych obciążeniach.

We wszystkich badaniach specjalną uwagę poświęcono wpływowi drgań kadłuba samolotu na jakość zadania wykonywanego przez pilota. Podczas lotu w turbulencji częstotliwość drgań dużego, odrzutowego samolotu transportowego wynosi ok. 4 Hz. Częstotliwość ta znajduje się w zakresie, w którym organizm ludzki wykazuje zmniejszoną tolerancję na drgania. Najbardziej niekorzystna reakcja organizmu człowieka zachodzi przy drganiach o częstotliwości 4—8 Hz. Największy błąd odczytu przyrządów powstaje przy częstotliwości względnej drgań pilota i przyrządów w zakresie 2—5 Hz. Stąd wniosek, że charakterystyka reakcji kadłuba samolotu na silną turbulencję jest ważnym czynnikiem tak przy symulowaniu środowiska kabiny, jak i w warunkach rzeczywistego lotu.

Próby izolowania pilota od drgań specjalnymi wykładzinami fotela nie przyniosły pomyślnych rezultatów. Aktualnie, z bardzo zachęcającymi rezultatami prowadzi się badania nad sprężystym zawieszeniem fotela pilota.

Wszystkie badania wykazały podstawową rolę sposobu przedstawiania pilotom położenia przestrzennego samolotu podczas lotu w turbulencji. Wykazano, że utrata sterowności podłużnej, oscylacja osi podłużnej wprowadzana przez pilota, utrata właściwego położenia przestrzennego samolotu zachodzą tylko wtedy, gdy pilot źle zrozumie lub otrzyma niewłaściwe informacje o pochyleniu samolotu. Podobny wpływ ma wprowadzenie niewłaściwego wyważenia podłużnego samolotu. Ustalono również, że piloci robiący częste zmiany mocy (ciągu) i wyważenia podłużnego podczas lotu w turbulencji wywołują długookresowe (fugoidalne) wahania toru i prędkości lotu.

Wskazania przyrządów pokładowych podczas lotu w turbulencji

W locie poziomym i prostoliniowym siły występujące na samolocie są ustalone. Lot taki należy uznać za najwłaściwszy dla przebycia obszaru wywołującego turbulencję. Utrzymanie go wymaga właściwego sterowania pochyleniem i przechyleniem samolotu. Podmuchy powietrza powodują zmienianie się pochylenia i przechylenia samolotu w niedopuszczalnych granicach. Pociąga to za sobą konieczność ciągłego przeciwdziałania sterami przez pilota w oparciu o wskazania przyrządów pokładowych. Tak więc prawidłowe sterowanie będzie zależało od prawidłowości informacji.

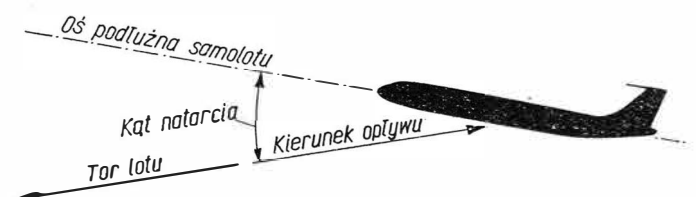
Źródłem informacji o położeniu przestrzennym samolotu są:

- sztuczny horyzont
- prędkościomierz
- wysokościomierz
- wariometr
- wskaźnik zmian i kierunku obciążeń.

Tylko jedno z tych źródeł informuje o zmianach przechylenia — sztuczny horyzont. Informacje jego odnoszą się do płaszczyzny horyzontu rzeczywistego. Dzięki temu są zawsze prawdziwe, łatwo czytelne i łatwo przyswajalne. Sterowanie przechyleniem samolotu jako odpowiedź na te informacje jest proste i odpowiednie.

Podstawowym problemem sterowania samolotem jest sterowanie pochyleniem. Prawidłowość sterowania pochyleniem zależy od wskazań przyrządów pokładowych. Spośród nich tylko sztuczny horyzont pokazuje pochylenie bezpośrednio i czytelnie. Pozostałe przyrządy wyłącznie reagują na zmianę pochylenia; nie pokazują go. Stałe ich wskazania mówią o utrzymywaniu stałego pochylenia, lecz nie mówią o jego wartości. W turbulencji wszystkie cztery pozostałe przyrządy zaczynają gwałtownie zmieniać swoje wskazania, uniemożliwiając właściwą ocenę pochylenia samolotu. Próba oceny pochylenia na podstawie ich wskazań prowadzi do błędnego sterowania samolotem. Wskazania ich są więc w stosunku do pochylenia pozornie „fałszywe”. Stopień, w jakim ich informacje są „fałszywe”, przede wszystkim zależy od kierunku podmuchu powietrza. Oprócz niego wiele innych zmiennych wpływa na powstanie „fałszywego” wskazania. Stworzenie wzoru „fałszywej” informacji jest praktycznie niemożliwe.

Aby zrozumieć przyczynę powstania „fałszywej” informacji o pochyleniu we wskazaniach przyrządów, które go nie wskazują, lecz którymi pilot posługuje się dla utrzymania go, trzeba odwołać się do pojęcia kąta natarcia. Dla uproszczenia przyjmijmy kąt natarcia jako kąt zawarty pomiędzy osią podłużną a kierunkiem opływających go strug powietrza (rys. 1). Mieści się



1. Oznaczenie kąta natarcia samolotu

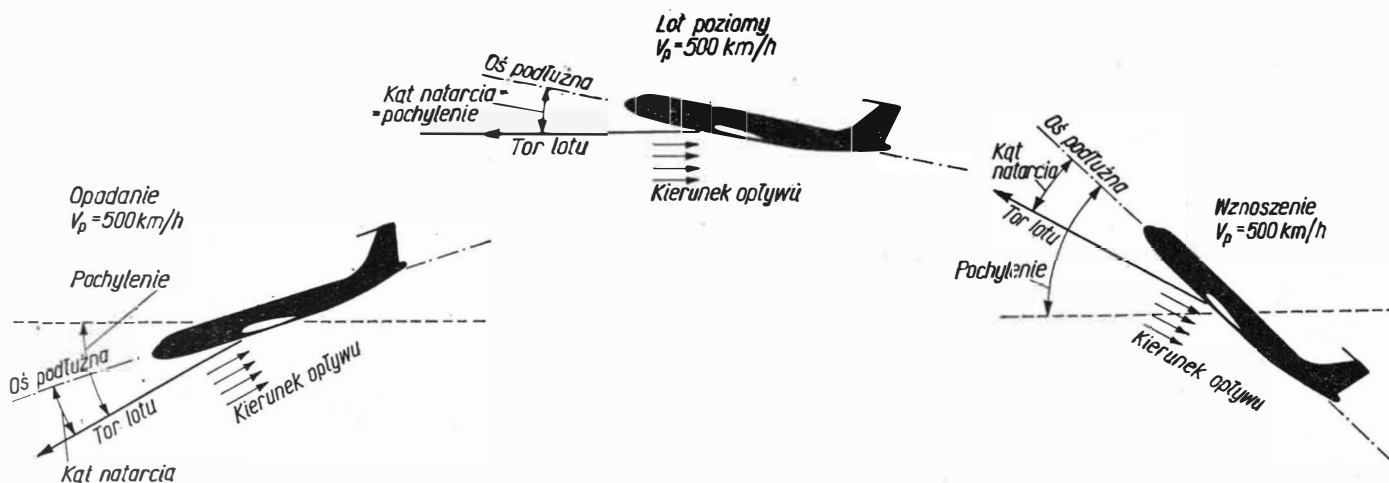
przeciętnie w granicach od 0° do $+16^\circ$. Pojęcie kąta natarcia i prędkości przyrządowej lotu można z pewnym uproszczeniem uznać za wzajemnie zmienne, prawie jednoznaczne. Po prostu, lot z dużą prędkością przyrządową jest lotem na małych kątach natarcia, a lot z małą prędkością przyrządową jest lotem na dużych kątach natarcia. Na dużych prędkościach przyrządowych lotu kąt natarcia może być mniejszy niż $+1^\circ$, podczas przeciągnięcia może dochodzić do około $+16^\circ$. Pochylenie samolotu jest kątem zawartym pomiędzy osią podłużną samolotu a płaszczyzną horyzontu rzeczywistego. Kąt natarcia, jak powiedzieliśmy, jest zawarty pomiędzy osią podłużną samolotu a kierunkiem napływających na niego strug powietrza. Oba kąty są jednakowe tylko podczas utrzymywania ustalonego, poziomego lotu. Samolot może się wznosić z pochylem np. $+15^\circ$, lecz kąt natarcia będzie dużo mniejszy; w typowym przypadku o około połowę. Samolot może wznosić się, utrzymywać wysokość przelotową lub zniżać się z taką samą prędkością przyrządową lotu; tak więc kąt natarcia pozostaje praktycznie taki sam (rys. 2); zmienia się tylko pochylenie. W każdym z przedstawionych przypadków kierunek opływu samolotu przez strugi powietrza jest równoległy do kierunku lotu i przeciwnie skierowany.

„ściągnięcie” lub „oddanie” sterownicy. Polecenia płynące z tych informacji przedstawiono w tablicy 1.

Pierwszym spostrzeżeniem, jakie się nasuwa jest fakt, że tylko sztuczny horyzont wydaje właściwe polecenia. Pozostałe przyrządy pokazując prawdziwą informację stają się źródłem fałszywych poleceń. Polecenia te są w większości odwrotne do tego co należałoby uczynić, aby samolot doprowadzić do lotu poziomego.

Trudno jest określić, który przyrząd i w jakim stopniu ma największy wpływ na błędne sterowanie. Dla uproszczenia przyjmuje się, że każdy ma jednakowy udział w tym zjawisku. Należy jednak pamiętać, że wpływ nie jest jednakowy, a jeden z pięciu przyrządów ma większy lub mniejszy udział w błędnym sterowaniu. Przy każdym kierunku podmuchu co najmniej trzy przyrządy wydają błędne polecenia. Wydawałoby się więc, że wskazania sztucznego horyzontu powinny przejąć największą rolę. Trudno jednak stwierdzić, czy np. polecenie „ściągnąć” płynące ze wskazań sztucznego horyzontu przeważa nad poleceniem „oddać” płynące ze wskazań trzech innych przyrządów.

Niewątpliwie głęboki wpływ na uleganie fałszywym poleceniom mają zakorzenione głęboko w świadomości



2. Prędkość lotu wskazywana i kąt natarcia są we wszystkich trzech przypadkach takie same. Zmiana toru lotu wywołana jest zmianą ciągu zespołu napędowego i pochylem samolotu

Kąt, pod którym samolot jest opływany przez strugi powietrza, jest regulowany w granicach od 0° do około $+15^\circ$. Ustawiając sterownicą ster wysokości w jakimś położeniu jednocześnie ustawiamy kąt natarcia — kąt napływu strug powietrza. Tym samym zadajemy samolotowi do utrzymania określoną prędkość przyrządową lotu. Po swobodnym puszczeniu sterów samolot będzie starał się utrzymać prędkość przyrządową lotu (kąt natarcia), na którą został uprzednio wyważony kłapkami wyważającymi. Pochylenie oraz to czy będzie się wznosił, czy leciał poziomo, czy też opadał, będzie wyłącznie zależało od zastosowanej mocy lub ciągu zespołu napędowego.

Własna, naturalna stateczność samolotu powoduje, że będzie się starał on utrzymać taki kąt natarcia, dla którego został wyważony. Podmuchy powietrza nadchodzące z różnych w stosunku do toru lotu kierunków powodują powstanie wypadkowego kierunku opływu, zwanego niekiedy opływem pozornym (rys. 3). Samolot zachowując stały kąt natarcia, dla którego został wyważony, będzie ustawiał się swoją osią podłużną wzdłuż kierunku opływu pozornego. Jeśli na przykład podmuch przyjdzie z dołu, samolot pochyli się w dół. Reakcje samolotu w zależności od kierunku podmuchu pionowego i wynikające stąd wskazania pięciu przyrządów pokładowych będących źródłem informacji o pochylem pokazuje rys. 4.

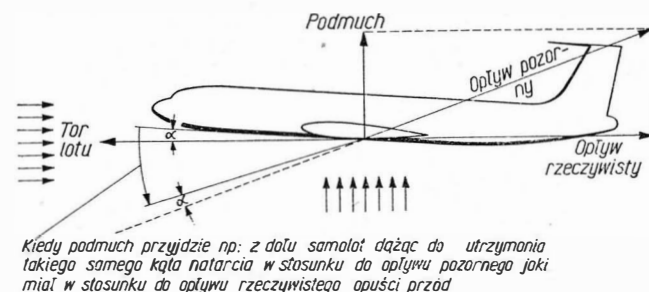
Każda z przedstawionych informacji staje się poleceniem wymagającym od pilota zareagowania przez

ści pilotów, a ustalone w wyniku badań dwa pozornie logiczne i prawdziwe sądy:

- samolot, który się wznosi, musi mieć przód uniesiony do góry,
- samolot mający przód skierowany do góry musi się wznosić.

Z punktu widzenia aerodynamiki nie jest to poprawne, jednak potocznie wydaje się, że tak jest. Większość pilotów upiera się przy twierdzeniu, że przy podmuchu do góry, przód samolotu podnosi się do góry, a przy podmuchu w dół — opada w dół.

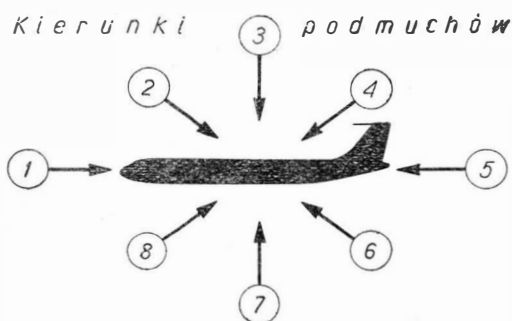
3. Powstawanie opływu pozornego, jego wpływ na zachowanie się samolotu



Kiedy podmuch przyjdzie np. z dołu samolot dążąc do utrzymania takiego samego kąta natarcia w stosunku do opływu pozornego jako miał w stosunku do opływu rzeczywistego opuści przód

W czasie wznoszenia wysokościomierz zaczyna pokazywać szybki przyrost wysokości. Stwarza to złudzenie, że przód samolotu jest skierowany do góry. Wdrożone w pilota podczas szkolenia i codziennych lotów rejsowych kryterium dokładnego utrzymania wysokości wzmocze pragnienie „oddać” płynące ze wskazań wysokościomierza. Myśl, że przód samolotu uniesiony jest do góry, może być podświadoma, chociaż uświadomiona nie musi być nieodparta. Jednak jej rzeczywisty wpływ objawi się akcją „oddawania”, wtedy kiedy konieczna jest akcja „ściągnięcia”. Jak silny jest niewłaściwy wpływ powyższych sądów, nie wiadomo. Jednak szereg faktów wskazuje na to, że mają one zasadnicze znaczenie.

Pilot spędza tysiące godzin w powietrzu patrząc i na ogół podświadomie reagując na wskazania przyrządów. Normalny lot wymaga utrzymania stałej prędkości lotu podczas wznoszenia, utrzymywania stałej wysokości podczas przelotu i stałej prędkości pionowej podczas schodzenia. W każdym z tych przypadków jako podstawy do sterowania używa się przyrządu, który nie jest wskaźnikiem położenia przestrzennego. Stała prędkość przyrządowa lotu jest wymaganiem eksploatacyjnym, a pochylenie nie. Sterowanie pochyleniem jest bezpośrednim rezultatem zmian prędkości przyrządowej lotu. Sztuczny horyzont odgrywa wówczas rolę wtórną i uzupełniającą. Rezultatem lotu ze stałą prędkością przyrządową przez wiele godzin jest uzyskanie przez prędkościomierz głębokiego wpływu na sterowanie pochyleniem przez pilota. Jest niemal pewnikiem, że zmniejszająca się nagle prędkość lotu wywoła u pilota gwałtowną reakcję „oddać” sterownicę.



Tablica 1

Kierunek podmuchu	Reakcja samolotu	Przyrządy informujące o pochyleniu samolotu				
		Sztuczny horyzont	Wysokościomierz (a)	Wariometr (a)	Prędkościomierz (a)	Zmiany przeciężenia (c)
1	Podniesienie przodu	Podniesienie przodu	Wzrost wysokości	Wznoszenie	Wzrost prędkości	Wzrost
		Oddać	Oddać	Oddać	Ściągnąć	Oddać
2	Podniesienie przodu	Podniesienie przodu	Zmniejszenie wysokości	Opadanie	Zmniejszenie prędkości	Zmniejszenie
		Oddać	Ściągnąć	Ściągnąć	Oddać	Ściągnąć
3	Podniesienie przodu	Podniesienie przodu	Zmniejszenie wysokości	Opadanie	Zmniejszenie prędkości	Zmniejszenie
		Oddać	Ściągnąć	Ściągnąć	Oddać	Ściągnąć
4	Podniesienie przodu	Podniesienie przodu	Zmniejszenie wysokości	Opadanie	Zmniejszenie prędkości	Zmniejszenie
		Oddać	Ściągnąć	Ściągnąć	Oddać	Ściągnąć
5	Opuszczenie przodu	Opuszczenie przodu	Zmniejszenie wysokości	Opadanie	Zmniejszenie prędkości	Zmniejszenie
		Ściągnąć	Ściągnąć	Ściągnąć	Oddać	Ściągnąć
6	Opuszczenie przodu	Opuszczenie przodu	Wzrost wysokości	Wznoszenie	Zmniejszenie prędk. (b)	Wzrost
		Ściągnąć	Oddać	Oddać	Oddać	Oddać
7	Opuszczenie przodu	Opuszczenie przodu	Wzrost wysokości	Wznoszenie	Wzrost prędkości	Wzrost
		Ściągnąć	Oddać	Oddać	Ściągnąć	Oddać
8	Opuszczenie przodu	Opuszczenie przodu	Wzrost wysokości	Wznoszenie	Wzrost prędkości	Wzrost
		Ściągnąć	Oddać	Oddać	Ściągnąć	Oddać

Wymagania Kontroli Ruchu Lotniczego ATC nakazują utrzymanie stałej wysokości lotu. Stała wysokość lotu czyni wysokościomierz zasadniczym przyrządem do tego celu. Ponieważ stałej wysokości lotu nie można utrzymać za pomocą sztucznego horyzontu, bodźce kierujące sterowaniem są bezpośrednim rezultatem ruchu wskazówki wysokościomierza. Znowu sztuczny horyzont zostaje zepchnięty do roli wtórnej i uzupełniającej. I znowu wiele tysięcy godzin spędzonych na stałej wysokości przyrządowej powodują, że bodźce kierujące sterowaniem pochyleniem płyną do pilota od wysokościomierza.

Sterowanie pochyleniem samolotu podczas lotu w turbulencji

Problemy sterowania pochyleniem samolotu rosną ze wzrostem prędkości i wysokości lotu, szczególnie w turbulencji. Lot z coraz większą prędkością na coraz większej wysokości uzależnia coraz bardziej charakterystyki aerodynamiczne samolotu od liczby Ma. W większości aktualnie eksploatowanych odrzutowych samolotów transportowych ze wzrostem prędkości lotu ponad $Ma=0,70$ zmniejsza się skuteczność działania steru wysokości. Spadek skuteczności działania steru wysokości jest bezpośrednio wywołany wzrostem liczby Ma. Pośrednio wpływa na niego położenie środka ciężkości i aktualne wyważenie samolotu. W krańcowych przypadkach skuteczność działania steru wysokości może całkowicie zaniknąć. Pilot wtedy nie będzie w stanie uchronić samolotu od wejścia w lot nurkowy, lub co gorsza, wyprowadzić go z tego lotu.

4. Reakcje samolotu na ustalone podmuchy w płaszczyźnie pionowej i wywołane nimi zmiany we wskazaniach przyrządów informujących o jego pochyleniu oraz płynące z nich polecenia:

a) przedstawione zmiany wskazań wysokościomierza, wariometru i prędkościomierza są oparte o założenia, że zmiany ciśnienia są związane ze stałymi ustalonymi podmuchami. Nie brane są pod uwagę krótkotrwałe zmiany spowodowane przypadkowymi zmianami ciśnienia,

b) początkowo zmniejsza się, następnie wzrasta,

c) zakłada się, że zmiany przeciężeń będą wywoływały taką reakcję sterowania, która będzie prowadziła do przywrócenia warunków normalnego obciążenia 1 g. Istnieją jednak przesłanki, że szczególnie w warunkach obciążen ujemnych nie zawsze tak musi być.

Polecenia znajdujące się w zakreskowanych polach są błędne, w nie zakreskowanych — właściwe.

Tablica 2 Wypadki lotnicze, w których wystąpił stromy lot nurkowy

Data	Typ samolotu	Miejsce	Wyso-kość lotu [m]	Faza lotu	Warunki meteorologiczne	Turbulencja	Utrata wysokości [m]	U w a g i
03.02.59	Boeing 707	Atlantyk	10 700	przelot	VMC*	brak	8 900	nie zauważone odłączenie autopilota
12.05.59	„Viscount”	Baltimore	4 200	przelot	—	silna		rozleciał się w nurkowaniu
29.09.60	„Viscount”	Elba	6 400	przelot	—	silna		rozleciał się w nurkowaniu
30.05.61	DC-8	Lizbona	1 700	wznoszenie	VMC	lekka/umiarkowana		nie wyszedł z nurkowania
30.11.61	„Viscount”	Sydney	2 100	wznoszenie	—	skrajnie silna		rozleciał się od podmuchu lub w nurkowaniu
01.01.63	„Comet”	Bombaj	10 400	przelot	—	brak	450	nie zauważone odłączenie się autopilota
12.02.63	Boeing 720	Miami	5 200	wznoszenie	VMC	silna		rozleciał się w nurkowaniu
12.07.63	Boeing 720	Nebraska	11 600	przelot	IMC ^{xx}	silna	7 900	
28.07.63	„Comet”	Bombaj	600	podejście do lądowania	—	silna		nie wyszedł z nurkowania
20.08.63	DC-8	Dulles	1 200	wznoszenie	IMC	silna	850	uszkodzony przy wyprowadzaniu
09.11.63	DC-8	Houston	5 800	wznoszenie	IMC	silna	4 000	uszkodzony przy wyprowadzaniu
29.11.63	DC-8	Quebec	1 800	wznoszenie	IMC	lekka		nie wyszedł z nurkowania
25.02.64	DC-8	New Orlean	1 800	wznoszenie	IMC	umiarkowana silna		nie wyszedł z nurkowania
11.07.64	„Comet”	Francja	10 200	przelot	VMC	brak	450	nie zauważone odłączenie się autopilota
14.09.64	DC-8	Formoza	11 300	przelot	—	bardzo silna	6 000	
13.10.64	„Caravelle”	Rio-Salvador	9 800	przelot	IMC	umiarkowana/bardzo silna	7 600	uszkodzony przy wyprowadzaniu
10.11.64	Boeing 707	Los Angeles	11 300	przelot	VMC	brak	3 400	nie zauważone odłączenie się autopilota
20.08.65	„Viscount”	Liège	4 000	przelot	IMC	silna		rozleciał się w nurkowaniu
27.10.65	„Vanguard”	Londyn	120	odejście na drugie okrążenie	IMC	brak		nie wyszedł z nurkowania
13.12.65	„Vanguard”	Amsterdam	600	podejście do lądowania	IMC	umiarkowana/bardzo silna	180	
28.01.66	CV-440	Bremen	150	odejście na II okrążenie	IMC	brak		nie wyszedł z nurkowania
09.10.67	BAC 111	Morze Karaibskie	9 200	przelot	IMC	silna	3 400	

* warunki dobrej widzialności (przyp. redakcji)

** warunki zmuszające do lotu według przyrządów (przyp. redakcji)

Trudności sterowania wynikające z utrzymywania prędkości lotu zbliżonych do krytycznych mogą ulec pogłębieniu przez naturalną, ludzką reakcję obronną. Lęk przed trudnościami w sterowaniu i przed nurkowaniem na samolocie nie przystosowanym do tego każą gwałtownie reagować przez zmniejszenie ciągu zespołu napędowego. Szybkie zmniejszenie ciągu, szczególnie na samolotach z silnikami podwieszonymi na skrzydłach, wywołuje reakcję szybkiego pochylenia przodu. Na niektórych typach samolotów zmniejszenie ciągu do minimalnego podczas lotu z normalną prędkością przelotową (Ma_{MO}) powoduje zmniejszenie obciążenia z 1,0 g do około 0,7 g i jednocześnie opuszczenie przodu z prędkością kątową większą niż 1°/sek. Podczas lotu z prędkością, przy której skuteczność działania steru wysokości jest wyraźnie zmniejszona, konieczność szybkiego i dużego jego wychylenia pogorszy tylko sytuację. Przyczynia się do tego myśl, że znalazłszy się w turbulencji należy prędkość przelotową lotu natychmiast zmniejszyć do prędkości lotu w turbulencji (Ma_{RA}). Trzeba jednak zwrócić uwagę, że prędkość lotu w turbulencji wyznaczona dla szybkich, odrzutowych samolotów transportowych nie-

wiele różni się od prędkości przelotowej, np. dla samolotu Boeing 727 $Ma_{MO} = 0,84$, a $Ma_{RA} = 0,80$; dla samolotu TU-134 $Ma_{MO} = 0,82$, a $Ma_{RA} = 0,77$. Dla takiego zmniejszenia prędkości lotu potrzebne jest stosunkowo małe zmniejszenie ciągu. Należy zmniejszyć go powoli, raczej za mało niż za dużo, koordynując to z powolnym wychyleniem steru wysokości do góry,

Trudności w sterowaniu podczas lotu w turbulencji pozwalają uniknąć systemy ostrzegawcze o przekroczeniu żądanej prędkości lotu. W najnowszych systemach tego typu połączono informacje o pochyleniu samolotu z informacjami o przyroście prędkości. Ułatwia to pilotom ocenę powstałej sytuacji.

Podczas badań nad szeregiem wypadków przejścia samolotu znajdującego się w turbulencji do niesterownego lotu nurkowego wykryto, że poprzedziła go seria powolnych oscylacji pochylenia o okresie około 0,5 Hz. Stwierdzono, że ten rodzaj zaburzenia powstaje podczas lotu w turbulencji, gdy pilot jest pozbawiony właściwych informacji o pochyleniu samolotu.

Oscylacja jest wywołana ręcznym sterowaniem przez pilota; nazwano ją oscylacją indukowaną przez pilota. Badania w powietrzu wykazały, że szybkość reakcji samolotu na ruchy sterem wysokości ma zasadniczy wpływ na impulsy sterujące wprowadzane ręcznie przez pilota do układu sterowania pochyleniem. Podczas spokojnego, powolnego sterowania, powolna reakcja samolotu nie powoduje trudności. Wywołanie przez podmuch konieczności gwałtownej reakcji stwarza możliwości przesterowania (wprowadzenia zbyt dużego impulsu sterowania), szczególnie gdy siły występujące na sterownicy są stosunkowo małe.

Z punktu widzenia potrzeby pilota optymalną częstotliwość podłużnych drgań krótkookresowych samolotu ustalono na około 0,5 Hz przy tłumieniu 90%; amplituda następujących po sobie wahań jest jak 10:1. Próba zmuszenia do szybkiej reakcji samolotu o charakterystyce drgań krótkookresowych wynoszącej 0,2—0,3 Hz powoduje powstanie krótkookresowej oscylacji indukowanej przez pilota. Tendencja do powstania tego rodzaju oscylacji zmniejsza się wraz ze wzrostem tłumienia do 98% i więcej. Tym niemniej możliwość przesterowania nadal pozostaje.

Częstotliwość drgań krótkookresowych aktualnie eksploatowanych odrzutowych samolotów transportowych jest mniejsza niż optymalna pilota i wynosi dla lotu w turbulencji około 0,3 Hz. Taka charakterystyka zwiększa możliwość utraty sterowności podłużnej podczas ręcznego sterowania przez pilota w silnej turbulencji. Zagadnienie to było szczegółowo analizowane podczas badania szeregu wypadków lotniczych w ostatnich latach (tablica 2).

Wyniki wszystkich badań dały odpowiedź na pytanie co można uczynić, gdy w wyniku zaburzeń turbulencyjnych informacje o pochyleniu samolotu i płynące stąd polecenia są fałszywe:

- zachować stałe, poziome położenie przestrzenne samolotu na podstawie wskazań sztucznego horyzontu
- lecąc w więcej niż umiarkowanej turbulencji zaleca posługiwać się automatycznym pilotem
- stosować najbardziej optymalną dla danego typu samolotu technikę lotu w turbulencji.

Dokończenie z II str. okładki [AMSTERDAM SCHIPHOL]

bardziej uzasadnione. Rozbudowa w perspektywie nowego portu lotniczego w kraju, w którym wartość ziemi jest ważona, byłaby ekonomicznie nieuzasadniona. W grę wchodzi natomiast maksymalne usprawnienie ruchu w oparciu o najnowsze rozwiązania techniczne. W tym względzie lotnisko nie ustępuje żadnemu z lotnisk międzynarodowych. Oto niektóre informacje z zakresu wyposażenia:

● 4 pasy startowe na głównych kierunkach lądowania są wyposażone w systemy ILS i PAR,

● w roku 1968 na lotnisku zainstalowano, w ramach systemu SITA, komputer typu DS-714 pozwalający na automatyczną obsługę połączeń z całym światem, automatyczne rezerwowanie i zamawianie miejsc itp.

● ruch ładunków towarowych, jego przyjęcie i wydawanie sterowane jest za pośrednictwem komputera; w 1967 r. wykonano ponad 1500 operacji (start i lądowanie) wyłącznie w ruchu towarowym,

● zaopatrzenie w paliwo odbywa się w układzie centralnym, za pośrednictwem rurociągów.

WYDAWNICTWA NAUKOWO TECHNICZNE

Kornberger Z.

Podręcznik akademicki

Technologia budowy maszyn Technologia obróbki skrawaniem i montażu

Wyd. 2, Warszawa 1969, format B5, s. 488, rys. 468, nakład 5000, poziom IV, oprawa pł., zł 48.

Książka omawia proces technologiczny i jego dokumentację, określone są w niej dane wyjściowe do opracowania procesu technologicznego, zasady doboru materiału wyjściowego i dodatków obróbkowych, omówione przyczyny, rozkład i dodawanie błędów obróbki, zamieszczone są wytyczne projektowania procesów technologicznych, głównie obróbki skrawaniem. Ponadto podane zostały wiadomości o obróbce płaszczyny, otworów oraz zewnętrznych powierzchni: obrotowych, gwintów, połączeń wpustowych i wielowypustowych, uzębień, przekładni ślimakowych i o montażu.

Podręcznik przeznaczony jest dla studentów wydziałów mechanicznych wyższych uczelni technicznych oraz inżynierów mechanicznych.

WYDAWNICTWA KOMUNIKACJI ŁĄCZNOŚCI

Borodzik F., Kamiński H., Krężalek J.

Lotnictwo gospodarcze

Wyd. 1, poziom II/III, format A5, s. 284, rys. 73, tabl. 17, nakład 2000, cena zł 30.

W książce omówione zostały zagadnienia związane z zastosowaniem samolotu i śmigłowca w różnych dziedzinach gospodarki, przede wszystkim w rolnictwie. Podana jest krótka historia rozwoju lotnictwa gospodarczego, omówione różne dziedziny gospodarki, w których celowe jest korzystanie z usług lotnictwa, przeprowadzona jest analiza efektów ekonomicznych tych usług w ogólnym ujęciu oraz w warunkach krajowych. Omówione są też rodzaje środków chemicznych stosowanych w zabiegach agrotechnicznych oraz rodzaje urządzeń agrotechnicznych.

Książka przeznaczona jest dla pracowników lotnictwa gospodarczego, pracowników gospodarstw rolnych i leśnych oraz dla słuchaczy średnich i wyższych szkół rolniczych.

Łanecka-Makaruk W.

Wyczynowe szkolenie szybowcowe. Mechanika lotu

Jest to pierwsza z nowej serii opracowanej przez Aeroklub PRL książka pt. „Wyczynowe szkolenie szybowcowe”. Na serię złoży się publikacje mające na celu pogłębienie i rozszerzenie wiadomości pilotów szybowcowych pod kątem przygotowania ich do lotów wyczynowych.

W książce omówione są zagadnienia związane z mechaniką lotu ze szczególnym uwzględnieniem zjawisk aerodynamicznych mających wpływ na zachowanie się szybowca w locie.

Książka przeznaczona jest dla pilotów mających licencję pilota szybowcowego oraz dla instruktorów szybowcowych.

NA PÓLKACH KSIĘGARSKICH

WYDAWNICTWA MINISTERSTWA OBRONY NARODOWEJ

Dobrzeńcki A.

Pamiętnik pilota

Autorem jest ppłk pilot, który rozpoczął swą służbę wojskową w latach, gdy na polskim niebie ukazały się pierwsze samoloty odrzutowe. W oparciu o osobisty dziennik lotów z tych lat autor odtwarza własne przeżycia obfitujące w wiele niezwykłych, często niemal niewiarygodnych przygód, nie ogranicza się przy tym tylko do opisu, lecz z perspektyw lat ustosunkowuje się do nich, ocenia krytycznie różne „lotnicze grzechy młodości” własne i swoich kolegów.

Szczeciński S.

Lotnicze silniki tłokowe

W książce omówione są konstrukcje oraz eksploatacja silników tłokowych małych i średnich mocy, stosowanych powszechnie w lotnictwie sportowym, sanitarnym, rolniczym, łącznikowym i pasażersko-transportowym. Omówione są zasady i charakterystyki silników tłokowych, kinematyka i dynamika układu korbowego, wyrównoważenie silników, drgania układów korbowych, konstrukcja zespołów, rozrząd sprężarki i reduktory, napęd agregatów, zasilanie, olejenie, chłodzenie, układy zapłonowe i eksploatacja.

Z trzech metod kształtowania rdzenia komórkowego omówiono gięcie rdzenia w stanie rozciągniętym. Analizę tematu przeprowadzono w kolejnych etapach poczynając od odkształceń swobodnego rdzenia komórkowego, poprzez odkształcenia strukturalne, owijanie rdzenia komórkowego na powierzchni cylindrycznej, aż do owijania na powierzchni kulistej. Podjęto próby wyznaczenia dopuszczalnych deformacji strukturalnych rdzenia komórkowego.

Kształtowanie rdzenia komórkowego metodą zginania dla krzywoliniowych konstrukcji przekładkowych

W zeszyte 33 „Prac Instytutu Lotnictwa” opublikowano artykuł pt. „Wykonawstwo krzywoliniowych rdzeni komórkowych metodą obróbki nie rozciągniętego pakietu”, w którym omówiono jedną z metod kształtowania rdzenia komórkowego dla konstrukcji przekładkowych, dającą się zastosować wówczas, gdy powierzchnie zewnętrzne elementu przekładkowego są cylindryczne, przy czym przekrój poprzeczny cylindra może być oczywiście dowolną krzywą. Jest to bardzo szczególnie przypadek przekładkowego elementu krzywoliniowego, niemniej spotykany w praktyce, np. w łopatach śmigłowca o stałym profilu i cięciwie.

Praca opisana we wspomnianym powyżej artykule była podjęta w związku z koniecznością rozwiązania zagadnienia korekcji szablonów do obróbki rdzeni komórkowych dla wpływów łopaty produkowanego u nas śmigłowca.

Najogólniejszą metodą kształtowania rdzeni komórkowych dla krzywoliniowych elementów przekładkowych jest obróbka rdzenia w stanie rozciągniętym. Trudności związane z tego rodzaju obróbką, takie jak konieczność wypełniania rdzenia łatwo usuwalnymi masami, podpierającymi wiotkie ścianki rdzenia komórkowego w trakcie obróbki, czynią tę metodę o tyle mało użyteczną co uniwersalną.

Pozostaje jeszcze jedna możliwość o cechach uniwersalności, a zarazem bardzo prosta w użyciu. Chodzi o stosowanie płaskorównoległych płyt rdzenia komórkowego ukształtowanych do danej krzywizny metodą zginania, co umożliwi ich zastosowanie do wytwarzania elementów krzywoliniowych. Jedynym ograniczeniem w tym przypadku jest krzywizna, która dla rdzenia komórkowego o komórkach sześciokątnych, równoległych nie może być za duża. Są oczywiście rdzenie komórkowe, które dają się układać na dowolnej płaszczyźnie, ale mają one gorsze

własności wytrzymałościowe i nie mogą być brane pod uwagę w zastosowaniach konstrukcyjnych.

Odształcenia swobodne rdzenia komórkowego

Swobodny rdzeń komórkowy, tj. nie oklejony pokryciami, przedstawia sobą pewien mechanizm, składający się z prętów i przegubów. Rozpatrując przekrój płaski struktury rdzenia komórkowego, jako pręty będziemy traktowali przekroje ścianek rdzenia, zaś elastyczne połączenia ścianek jako przeguby sprężyste.

Wyjściowym stanem dla rozważań jest stan prawidłowego rozciągnięcia rdzenia w trakcie jego formowania, dla którego:

wszystkie boki sześciokątnej komórki są równe

$$AB=BC=CD=DE=EF=FA=a$$

wszystkie kąty komórki są równe, czyli:

$$ABC=BCD=\dots\dots\dots=FAB=120^\circ$$

Rozpatrzmy dwa główne kierunki odkształceń geometrii rdzenia komórkowego, zgodne z układem współrzędnych prostokątnych (X, Y), naniesionym na rys. 1.

Z rysunku 2 wynika, że:

szerokość komórki (rozstaw klucza)

$$S = 2a \sin \frac{\beta}{2}$$

wysokość komórki

$$H = a \left(1 + 2 \cos \frac{\beta}{2} \right)$$

$$\epsilon_x = \frac{\Delta S}{S} = \cos \frac{\Delta \beta}{2} + \frac{\sqrt{3}}{3} \sin \frac{\Delta \beta}{2} - 1;$$

(dla $\beta = 120^\circ$)

$$\epsilon_y = \frac{\Delta H}{H} = -\frac{1}{2} \left(\cos \frac{\Delta \beta}{2} + \sqrt{3} \sin \frac{\Delta \beta}{2} - 1 \right); \text{ (dla } \beta = 120^\circ)$$

Wprowadzimy stosunek odkształceń głównych, oznaczając go literą K:

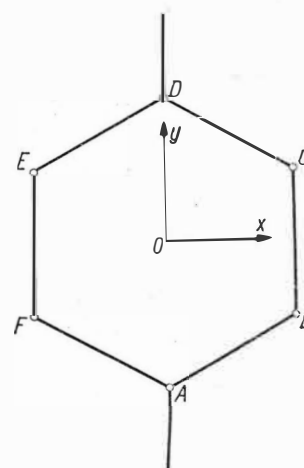
$$K = \left| \frac{\epsilon_x}{\epsilon_y} \right|$$

Dla małych odkształceń $\Delta \beta$ można przyjąć praktycznie, że:

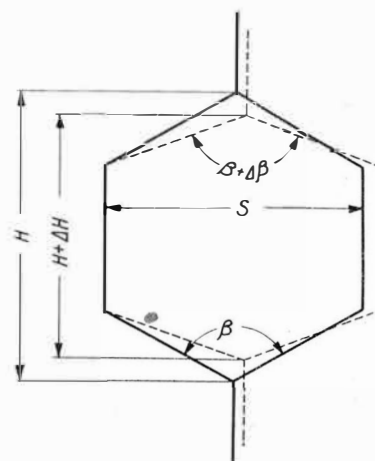
$$\cos \frac{\Delta \beta}{2} - 1 \approx 0$$

i wówczas:

$$K \approx \frac{2}{3}$$



1. Schemat przegubowo-prętowy struktury rdzenia komórkowego



2. Schemat deformacji swobodnej komórki

Odształceniom w kierunku osi X towarzyszą odkształcenia w kierunku osi Y, przy czym odkształcenia ϵ_y są $\sim 1,5$ raza większe niż ϵ_x .

Rozważając zginanie płaskiej płytki rdzenia komórkowego musimy roz-

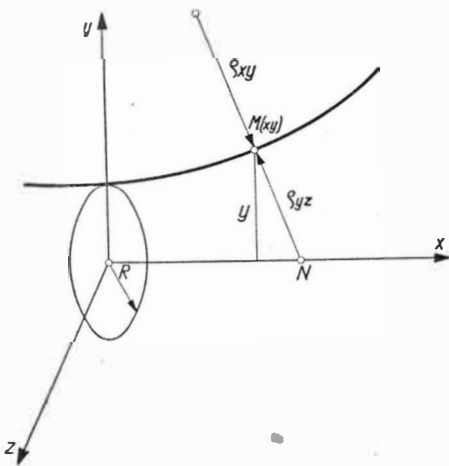
patrywać jego przekroje co najmniej w dwóch płaszczyznach. Najlepiej gdy będą to skrajne płaszczyzny, ograniczające rdzeń komórkowy. W przekrojach pośrednich, pomiędzy tymi płaszczyznami, zjawiska będą zmieniały się liniowo, zakładając że przekroje poprzeczne płyty rdzenia komórkowego w trakcie zginania pozostają płaskie. Założenie takie można przyjąć za praktycznie słuszne przy niezbyt dużych krzywiznach zginania.

W zginanej płycie płaskorównoległej rdzenia komórkowego zewnętrzna płaszczyzna rozciągana wydłuża się w kierunku rozciągania, a kurczy w kierunku poprzecznym. Płaszczyzna ściskana kurczy się wzdłuż belki, a rozszerza w kierunku prostopadłym.

Powoduje to ukształtowanie się płaszczyzn rdzenia komórkowego w pewien charakterystyczny dla jego struktury sposób.

Rozważmy na przykład owijanie rdzenia komórkowego na powierzchni walcowej.

Płytkę rdzenia komórkowego umieszczoną symetrycznie względem płaszczyzny YZ (rys. 3) należy owinąć na walcu o promieniu R , którego osią jest oś układu współrzędnych X.



3. Schemat owijania rdzenia komórkowego na powierzchni walcowej

Rdzeń jest przymusowo opasywany na walcu tylko w przekroju płaszczyzną YZ, a w pozostałą część ma swobodę odkształcania się. Powstała w ten sposób figura jest niewątpliwie figurą obrotową o osi obrotu X. Dla zbadania jej kształtu wystarczy więc znaleźć jej przekrój płaszczyzną XY. Będzie to pewna

krzywa, której dowolny punkt M ma następujące właściwości:

a) promień krzywizny powierzchni rdzenia w punkcie M w przekroju płaszczyzną xy :

$$\rho_{xy} = \frac{h}{2 \varepsilon_x}$$

gdzie h — grubość płytki rdzenia;

b) promień krzywizny walcowej w punkcie M :

$$\rho_{yz} = \frac{h}{2 \varepsilon_y}$$

c) stosunek odkształceń obu powierzchni rdzenia:

$$\left| \frac{\varepsilon_x}{\varepsilon_y} \right| = K; \text{ czyli } \rho_{xy} \cdot K = \rho_{yz}$$

Ponieważ: $\rho_{yz} = MN = y \sqrt{1 + \left(\frac{dy}{dx}\right)^2}$

$$\rho_{xy} = \frac{\left(\sqrt{1 + \left(\frac{dy}{dx}\right)^2}\right)^3}{\frac{d^2y}{dx^2}}$$

$$\rho_{yz} = K \cdot \rho_{xy}$$

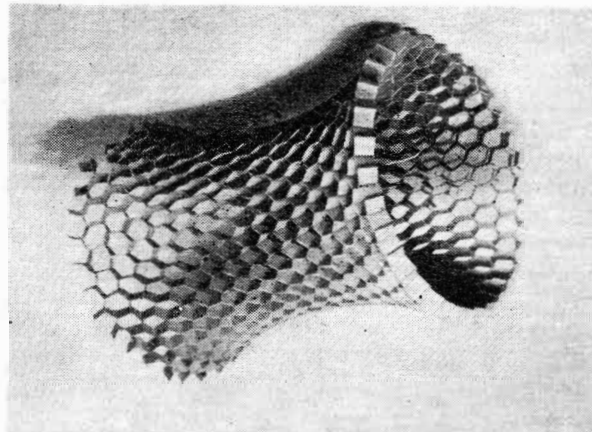
przeto po podstawieniu i przekształceniu otrzymujemy równanie różniczkowe krzywej $M(x, y)$:

$$y \frac{d^2y}{dx^2} - K \left[1 + \left(\frac{dy}{dx}\right)^2 \right] = 0$$

Dla $K = 1$ i $R = 1$ rozwiązaniem powyższego równania różniczkowego jest $y = chx$.

W ogólnym przypadku rozwiązanie równania różniczkowego jest bardzo złożone, lecz kształt krzywej bardzo zbliżony do cosinusa hiperbolicznego, tak że dla poglądowego przedstawienia kształtu płytki rdzenia komórkowego owijanego na walcu wystarczy rozwiązanie szczególne.

Na rysunku 4 pokazane jest zdjęcie przedstawiające omawianą sytuację, na którym widać, że uzyskana figura przestrzenna jest cosinusoidą hiperboliczną obrotową.



4. Rdzeń komórkowy owijany na walcu

Odształcenia strukturalne rdzenia komórkowego

W poprzedniej części artykułu rozważano takie odkształcenia rdzenia komórkowego w czasie zginania, w trakcie których w strukturze rdzenia zachodziły tylko deformacje kątowe komórek sześciobocznych. Ścianki komórek pozostawały linio-wo nieodkształcone. Nazwano ten przypadek odkształceniem swobodnym, gdyż rdzeń miał swobodę przyjmowania dowolnego kształtu, wynikającego z jego struktury.

Jednakże takie zginanie dla celów praktycznych nie ma żadnego znaczenia. Pozostaje rozważyć przypadek, gdy płytkę rdzenia komórkowego zgina się tak, aby przylegała do dowolnej kształtem powierzchni, stosując odpowiedni docisk. Oczywiście w takim przypadku zajdą w strukturze rdzenia komórkowego dalsze deformacje, tj. poza kątowymi pojawią się również liniowe, co w przypadku cienkościennych komórek oznacza utratę stateczności. Tego rodzaju odkształcenia dla odróżnienia nazwiemy strukturalnymi.

W przypadku odkształcenia strukturalnego oczywiście:

$$\frac{\varepsilon_x}{\varepsilon_y} = \kappa = \frac{\rho_{yz}}{\rho_{xy}}$$

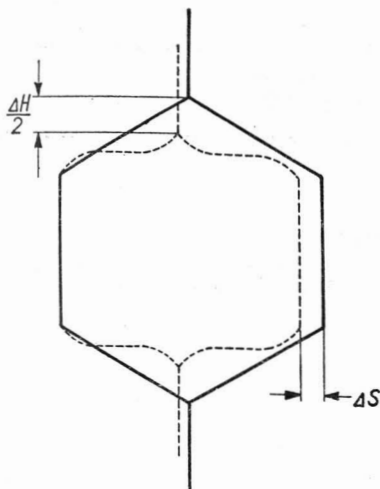
może być dowolną praktycznie wartością, w zależności od stopnia deformacji liniowej komórki oraz krzywizny powierzchni.

W takim przypadku:

$$\varepsilon_y' = \frac{\varepsilon_x}{\kappa}$$

jest deformacją różniącą się od deformacji swobodnej, czyli zawierającą w sobie również deformację strukturalną.

Sama deformacja strukturalna, którą można oznaczyć E_y , będzie wyni-



5. Schemat deformacji strukturalnej komórki

kała z różnicy deformacji swobodnej i wymuszonej:

$$E_y = \varepsilon_y - \varepsilon'_y = \varepsilon_x \frac{\frac{K}{\alpha} - 1}{K}$$

Owijanie rdzenia komórkowego na powierzchni cylindrycznej

Po naprasowaniu płaskiej płytki rdzenia komórkowego na powierzchnię walcową mamy następującą sytuację:

— odkształcenie obwodowe wynika z promienia walca:

$$\varepsilon_x = \frac{h}{2R}$$

— odkształcenie wzdłuż tworzącej, która jest linią prostą: ($\varrho_{xy} = \infty$)

$$\varepsilon'_y = 0$$

— stosunek odkształceń rzeczywistych:

$$\alpha = \frac{\varepsilon_x}{\varepsilon_y} = \infty$$

— deformacja strukturalna rdzenia komórkowego:

$$E_y = \varepsilon_x \frac{\frac{K}{\alpha} - 1}{K} = -\frac{\varepsilon_x}{K} = -\frac{h}{2RK}$$

Swobodnie owijany rdzeń komórkowy na walcu miałby deformację swobodną:

$$\varepsilon_y = \frac{\varepsilon_x}{K}$$

Ponieważ jednak naprasowując go na walec, zlikwidowano tę deformację do zera:

$$\varepsilon'_y = 0$$

przeto logiczne jest, że stało się to kosztem deformacji strukturalnej,

której wielkość w takim przypadku musi wynosić:

$$E_y = -\varepsilon_y$$

Nakładanie rdzenia komórkowego na powierzchnię kulistą

W tym przypadku bezwzględne wartości promieni krzywizny są sobie równe:

$$|\varrho_{yz}| = |\varrho_{xy}|$$

Promienie mają wspólny środek, przeto dla przyjętego systemu oznaczeń:

$$\alpha = -1$$

Deformacja strukturalna przy naprasowywaniu rdzenia komórkowego na kulę wyniesie:

$$E_y = \varepsilon_x \frac{\frac{K}{\alpha} - 1}{K} = -\varepsilon_x \left(1 + \frac{1}{K}\right) = -\frac{h}{2R} \left(1 + \frac{1}{K}\right)$$

Jak widać, powierzchnie dwuwypukłe stwarzają szczególnie ciężkie warunki dla kształtowania rdzenia komórkowego o komórkach sześciokątnych równoległych.

Dopuszczalna deformacja strukturalna rdzenia komórkowego przy kształtowaniu rdzeni dla konstrukcji przekładkowych

Najbardziej miarodajne dla określenia dopuszczalnej deformacji strukturalnej rdzenia komórkowego byłoby próby własności mechanicznych, przeprowadzone na odpowiedniej ilości próbek rdzenia o różnym stopniu odkształcenia. Pracy takiej dotychczas nie podjęto, jakkolwiek jest ona nie do uniknięcia przy dalszym opracowywaniu zagadnienia konstrukcji przekładkowych.

Z obserwacji własnych wynika, że deformacja strukturalna rdzenia komórkowego nie zawsze prowadzi do obniżenia własności mechanicznych rdzenia jako wypełniacza.

Rdzeń komórkowy w konstrukcji przekładkowej jest oklejany pokryciami, przy czym na styku rdzenia z pokryciem tworzą się spore meniski klejowe, usztywniające okolice rdzenia znajdujące się w pobliżu krawędzi. Deformacja strukturalna rdzenia komórkowego powoduje sfalowanie jego ścianek wzdłuż osi komórek, co nie powinno zmniejszać

jego wytrzymałości na ściskanie. Rdzeń potrafi pracować na ścinanie również po utracie stateczności jego ścianek, o czym była mowa w pracy [2].

Wszystko to jest oczywiście słuszne przy założeniu niewielkich odkształceń strukturalnych rdzenia, takich które nie spowodują zniszczenia jego struktury w sensie porozrywania spójnej i ścianek komórek.

Dopóki sprawa nie wyjaśni się na gruncie badań można zaproponować na bazie naszych doświadczeń pośrednich, aby przy stosowaniu płyt płaskich rdzenia komórkowego na skorupy krzywoliniowe nie przekraczać deformacji strukturalnej ponad 5‰:

$$E_y \leq 0,05$$

Oznacza to, że promień powierzchni walcowej, na której formowany ma być rdzeń, nie powinien być mniejszy niż:

$$R \geq 15 h$$

gdzie:

h — grubość płyty rdzenia komórkowego.

W przypadku powierzchni kulistej, przy takim samym dopuszczalnym odkształceniu:

$$R \geq 25 h$$

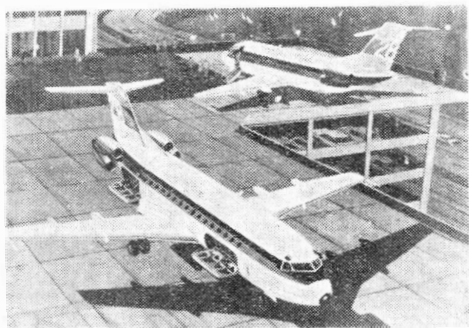
Powyższe założenie pozwala na dość szerokie stosowanie metody zginania dla kształtowania rdzeni komórkowych w konstrukcjach przekładkowych. Ścisłe badania z pewnością poszerzą jeszcze ten zakres.

Literatura

1. Kwiatkowski M.: „Wykonawstwo krzywoliniowych rdzeni komórkowych metodą obróbki nie rozciągniętego pakietu”. Prace Instytutu Lotnictwa, nr 33 z 1967 r.
2. Kwiatkowski M.: „Wstępne metody obliczeń wytrzymałościowych konstrukcji przekładkowych z rdzeniem komórkowym”, art. zam. w pracy zbiorowej pt. „Skorupy przekładkowe z rdzeniem komórkowym”. Warszawa 1963. Instytut Lotnictwa. Opracowanie Ośrodka Materiałów i Technologii.

Projekt samolotu pasażerskiego z wentylatorami nośnymi

Ostatnio wzmogło się zainteresowanie samolotami pasażerskimi na krótkie trasy, mogącymi startować i lądować pionowo. Jest to związane z planowanym rozwojem szybkich środków komunikacji naziemnej. Uważa się mianowicie, że jedynie samoloty pasażerskie VTOL, o 60—90 miejscach, będą mogły skutecznie konkurować z szybkimi pojazdami naziemnymi (m.in. na poduszce powietrznej), a równocześnie przyczynią się do rozgęszczenia sieci komunikacji naziemnej.



Obok projektów szybkich śmigłowców pasażerskich z dodatkowym ciągiem, śmigłowców z zatrzymywanym

lub chowanym wirnikiem nośnym oraz samolotów pasażerskich z przestawialnym skrzydłem lub przestawialnymi śmigłami-wirnikami bierze się również pod uwagę możliwość budowy samolotu pasażerskiego z wentylatorami nośnymi. Załączony rysunek przedstawia samolot tego typu zaproponowany przez firmę Ryan Aeronautical Corp. Jest on zaopatrzony w cztery silniki odrzutowe, umieszczone na ogonowej części kadłuba, które w czasie startu i lądowania napędzają cztery pary wentylatorów nośnych (napęd odbywa się za pośrednictwem wieńców turbinowych na obwodzie wentylatorów), chowanych w locie poziomym do kadłuba. Do wykonania rysunku samolotu wykorzystano sylwetkę samolotu Fokker F-28, który zdaniem inżynierów z firmy Ryan nadawałby się ze względu na wielkość do zastosowania jako samolot VTOL.

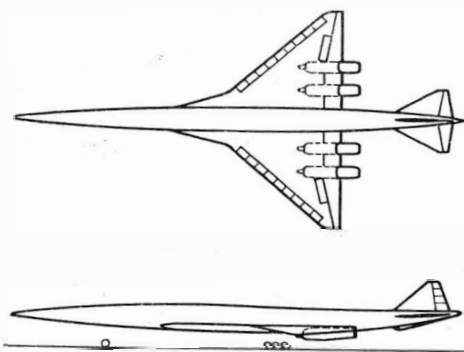
Warto również zaznaczyć, że firma Ryan wysunęła poza tym propozycję budowy naddźwiękowego samolotu pasażerskiego o właściwościach pionowego startu i lądowania. Byłby to również samolot z wentylatorami nośnymi, zabierający 50—100 pasażerów i latający z prędkościami odpowiadającymi $Ma=1,8-2,2$. Samolot taki byłby użytkowany na międzykontynentalnych trasach USA umożliwiając zwiększenie częstotliwości lotów.

W. K.

Zmiany w projekcie amerykańskiego SST

Firma Boeing, która opracowuje projekt amerykańskiego naddźwiękowego samolotu pasażerskiego, zrezygnowała z zastosowania skrzydła o zmiennym skosie, gdyż okazało się, że skrzydło takie spowodowałoby przekroczenie założonego ciężaru samolotu. Analizy oparte na 4800-godzinnych badaniach tunelowych wykazały, że samolot o stałym skrzydle, konwencjonalnym usterzeniu i najnowszych urządzeniach do zwiększenia siły nośnej jest ekonomiczniejszy od samolotów o innych układach. Samolot Boeing będzie zbudowany z tytanu, a jego dane będą następujące: długość 85 m, wysokość 15 m, skos krawędzi natarcia skrzydła 50° , rozpiętość 43,3 m, ciężar całkowity ok. 288 000 kG. Napęd będą stanowiły cztery silniki General Electric GE4 o ciągu 27 216 kG z dopalaniem. Samolot w wersji seryjnej będzie przewozić na trasach transocea-

nicznych 280 pasażerów z prędkością 2900 km/h na wysokości 18 000 m.

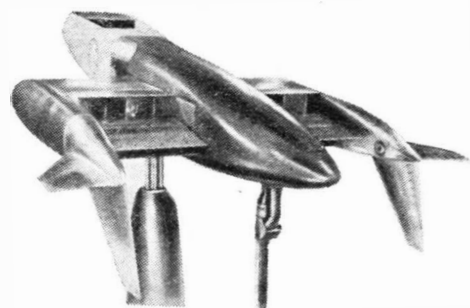


Pierwszy lot prototypu ma się odbyć w 1972 r. Dotychczasowe zamówienia wynoszą 122 samoloty. Zgłosiło je 26 linii lotniczych.

W. K.

Prace w dziedzinie samolotów ze „skrzydłem napędowym”

W tunelu na małe prędkości firmy Ling-Temco-Vought i w tunelu Lewis Research Center przeprowadza się badania modeli samolotów ze skrzydłem napędowym według koncepcji ADAM-2 (Airstream Deflection and Modulation) opracowanej przez firmę LTV.

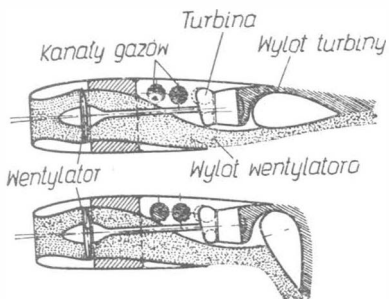


1

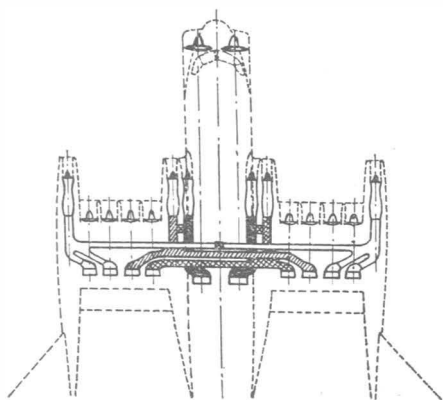
Jak wiadomo, skrzydło napędowe jest podzielone na górną i dolną połówkę z wentylatorami lub innymi urządzeniami napędowymi umieszczonymi wewnątrz. Na krawędzi spływu górnej połówki skrzydła znajdują się kłapy, które w czasie startu i lądowania odchylają strumień napędowy do dołu. Szczegóły skrzydła napędowego przedstawiają rys. 2 i 3. W rozpatrywanym przypadku skrzydło jest zaopatrzone w sześć silników odrzutowych (wytwornic gazu), z których cztery są umieszczone w gondolach przykadłubowych, a dwa w gondolach na końcach skrzydła. Silniki zasilają gazami osiem turbin zabudowanych wzdłuż rozpiętości skrzydła, bliżej krawędzi spływu oraz dwie turbiny zabudowane w kadłubie. Turbiny zabudowane w skrzydle napędzają osiem wentylatorów umieszczonych w przedniej części skrzydła, a turbiny zabudowane w kadłubie — dwa wentylatory zamontowane w nosowej części kadłuba. Jak już wspomniano, strumienie wentylatorów skrzydłowych mogą być odchylane do dołu za pomocą kłap na krawędzi spływu skrzydła. Kłapy te odchylają również — na zasadzie zjawiska Coandy — strumienie wylotowe turbin. Wentylatory umieszczone w nosowej części kadłuba służą — poza napędem — do wyważenia samolotu w czasie pionowego startu i lądowania. Silniki są odpowiednio połączone ze sobą przewodami gazowymi z zaworami w celu utrzymania

symetrii ciągu w przypadku uszkodzenia silnika.

Zamiast wentylatorów proponuje się również zastosowanie napędu gorą-



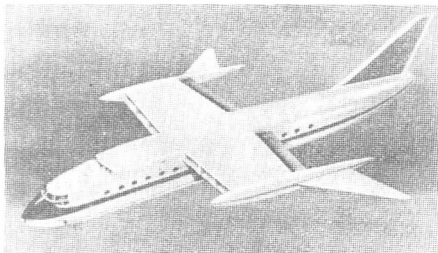
2



3

cymi gazami, których efekt byłby wzmagany za pomocą ejektorów. Rolę ejektorów mogłyby także spełniać małe wentylatory. Jako zalety samolotu ze skrzydłem napędowym należy wymienić:

- do startu i przelotu służy jeden wspólny układ napędowy,
- przy odpowiednim ukształtowaniu skrzydła możliwe jest uzyskanie prędkości przelotowych $Ma=0,8-0,9$
- niski poziom hałasu.



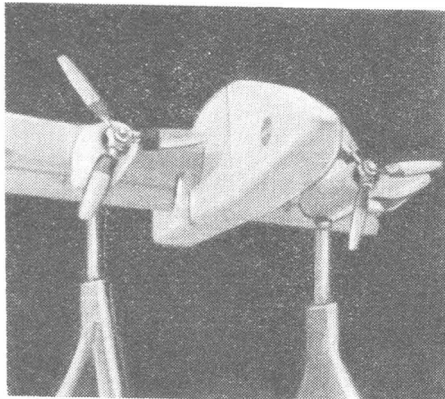
4

Firma LTV opracowała projekt samolotu transportowego ze skrzydłem napędowym o udźwigu 8 T, spełniającego wymagania USAF odnośnie lekkiego przyfrontowego samolotu transportowego LIT. Rysunek 4 przedstawia wersję pasażerską tego samolotu.

W. K.

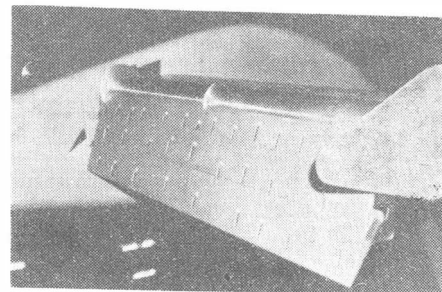
Badania tunelowe klap z wirującym walcem

W Ames Research Center, w tunelu o wymiarach przestrzeni pomiarowej 12×24 m, przeprowadza się dmuchania modeli dwu- i czterosilnikowych samolotów V/STOL z klap-



1

pami zaopatrzonymi w wirujące walce. Pierwsze wyniki badań wskazują na możliwości zmniejszenia dzięki takim klapom rozbiegu samo-



2

lotów STOL o 50%. Badaniami klap z wirującym walcem zajmuje się również Lewis Research Center.

Jak już pisano w „Nowościach”, koncepcja kłapy z wirującym walcem została opracowana w peruwiańskim Universidad de Ingenieria i polega ona na zapobieganiu oderwaniu strumienia powietrza od powierzchni skrzydła za pomocą wirującego walca, który zabiera ze sobą warstwę powietrza. Kłapa z wirującym walcem jest badana w Peru na samolocie.

W. K.

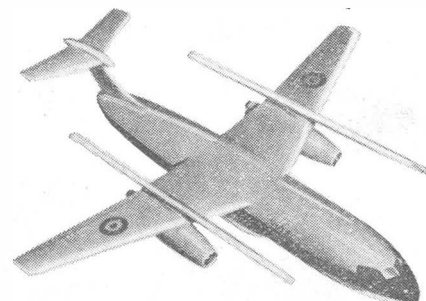
Samolot pasażerski pionowego startu z walcowymi wirnikami nośnymi

W Anglii, w National Gas Turbine Establishment przeprowadza się już od sześciu lat z górną doświadczenia z wirnikami nośnymi o walcowych łopatkach ze sterowaną cyrkulacją (będącą formą sterowania warstwą przyścienną). Na skutek wydmuchiwania powietrza przez szczeliny wzdłuż górnej części walcowej łopaty, punkt oderwania zostaje przesunięty do dołu, co pozwala na uzyskanie współczynnika siły nośnej o wartości sięgającej 12 i znaczne zmniejszenie współczynnika oporu. Bez nadmuchu siła nośna łopaty równa się zero. Ponieważ współczynnik siły nośnej jest proporcjonalny do ilości ruchu wydmuchiwanego powietrza, za pomocą jej zmiany można realizować okresowe i ogólne sterowanie łopatkami. Poza tym walcowa łopata odznacza się dużą sztywnością na zginanie, co eliminuje konieczność stosowania przegubów. W wyniku otrzymuje się całkowicie bezprzegubowy wirnik, którego łopaty są sztywno zamocowane do piasty.

Ze względu na kołowy przekrój łopaty uważano początkowo ciśnieniowy napęd wirnika za b. atrakcyjny. Napęd taki ma jednak poważne wady. Jego znacznie mniejsza sprawność powoduje konieczność instalowania większych mocy, a dysze wylotowe na końcach łopat zwiększają opór łopat i zmniejszają krytyczną liczbę Ma . W związku z tym w doświadczalnym pojeździe z walco-

wym wirnikiem napęd ciśnieniowy za pomocą odrzutowego silnika „Avon” zastąpiono w późniejszej fazie prób napędem mechanicznym za pomocą silnika „Dart”.

W oparciu o wyniki badań przeprowadzonych w tunelach aerodynamicznych i za pomocą wspomnianego już pojazdu w NGTE zaprojektowano dwa samoloty pasażerskie z zatrzymywanymi w locie poziomym walcowymi wirnikami nośnymi. Pierwszy z nich, o ciężarze całkowitym 20 000 kG, ma jeden wirnik zamocowany na kadłubie i napędzany ciśnieniowo. Projekt ten wymaga zastosowania czterech silników klasy silników Rolls-Royce „Spey”. Dwułopatowy wirnik nie może zapewnić wyważenia podłużnego, co wymaga zastosowania wentylatora ogonowego lub odchylenia ciągu silników. Poza



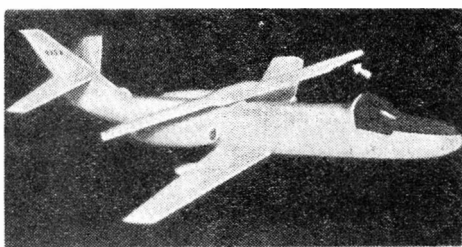
tym duże przewody gazowe dzielą kabinę pasażerską na dwie części i zwiększają średnicę kadłuba. Drugi projekt (patrz fot.) stanowi przeróbkę samolotu BAC 111 serii 200. Skrzydło zostało umieszczone na górze kadłuba, a dwa wentylatorowe silniki zostały zabudowane w podskrzydłowych gondolach. Dwa wirniki o średnicy 18 m, napędzane mechanicznie, wytwarzają siłę nośną 40 000 kG (ciężar całkowity samolo-

tu wynosi 33 000 kG). Na promieniu łopat 6,3 m współczynnik siły nośnej wynosi 3,5. Zakończenie łopat ma przekrój eliptyczny. W locie poziomym łopaty są zatrzymywane w położeniu zgodnym z kierunkiem lotu.

Badania wirników z walcowymi łopatami przeprowadza się również w USA, w NASA.

W. K.

Rozwój śmigłowca z wirnikiem Doranda



Francuska firma Giravions Dorand zbudowała na zlecenie armii amerykańskiej wirnik z klapą strumieniową przeznaczony do badań w Ames Research Center, w tunelu o przestrzeni pomiarowej 12 × 24 m. Amerykańska firma Ling-Temco-Vought

wspólnie z Giravions Dorand opracowuje śmigłowca z wirnikiem z klapą strumieniową (patrz fot.) Firma LTV przewiduje, że zasadę klapy strumieniowej będzie można zastosować zarówno do śmigłowców szybkich, jak i do śmigłowców o dużym udźwigu. Zapewnia ona uzyskanie współczynników siły nośnej dwukrotnie większych od współczynników konwencjonalnych wirników. Dzięki wykorzystaniu klapy strumieniowej zarówno do sterowania skoku łopat jak i do napędu wirnika odpada konieczność stosowania mechanizmu sterującego, układu transmisyjnego i śmigła ogonowego.

W. K.

Naddźwiękowy wirnik nośny

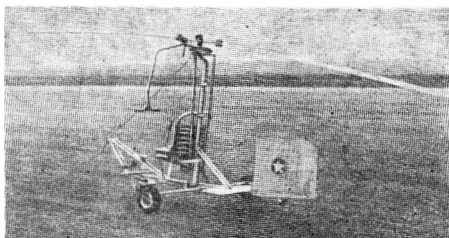


Firma Kaman przeprowadza w tunelu w Ames Research Center badania naddźwiękowego wirnika nośnego

przy prędkościach odpowiadających $Ma = 3,5$. Badany wirnik ma średnicę 1,2 m, a jego łopaty odznaczają się dużą sztywnością. Zastosowano profile symetryczne, umożliwiające poprawną pracę w strumieniu odwróconym. Wirnik pracował przy 6000 obr/min i przy obciążeniu końców łopat wynoszącym 30 000 g. Badania wykazały możliwości cyklicznego sterowania wirnika.

W. K.

Nowa koncepcja ratowania pilotów



Wiatrakowiec bez napędu Bensen X-25A jest używany przez USAF Flight Dynamics Laboratory do określenia możliwości zastąpienia spadochronu przez składany wirnik nośny. Złożony wirnik byłby zabudowany w wyrzucanym fotelu pilota. Po rozwinięciu się spadochronu pilot pozostaje w fotelu, następnie zostaje rozłożony wirnik, który zaczyna pracować na autorotacji, po czym spadochron zostaje odrzucony.

W. K.

Pomyślny start europejskiego satelity ESRO-1

W dniu 2.10.1968 r. wystrzelono z Western Test Range w Lompoc (Kalifornia) za pomocą rakiety nośnej Ling-Temco-Vought „Scout”, będącej własnością NASA, europejskiego satelity ESRO-1. Satelita ten o ciężarze ok. 84 kG jest wyposażony w urządzenia do badania zorzy polarnej i zjawisk zachodzących w polarnej jonosferze. Główny obszar pomiarów satelity znajduje się nad północną Europą. Dzięki równoczesnym obserwacjom przeprowadzanym z Ziemi i pomiarom wysokościowym z pomocą rakiet sondujących, wystrzelianych w miejscowości Kiruna w Szwecji wyniki badań są b. dokładne.

Dane dotyczące satelity: apogeum 1500 km, perigeum 275 km, okres okrążenia Ziemi 103 min, inklinacja 94° (orbita prawie polarna), przewidywany okres działania — 6 miesięcy.

W. K.

Największy satelita łącznościowy

Firma Hughes zbudowała na zamówienie USAF satelitę łącznościowego o ciężarze 725 kG i wysokości dwupiętrowego domu. Ma on służyć celom łączności taktycznej między armią lądową, siłami powietrznymi i siłami morskimi. Jest on wyposażony w wyjątkowo dużą ilość anten. Wysyłane przez nie b. silne sygnały będą odbierane przez różne typy stacji, nawet takie, których anteny mają średnicę tylko 30 cm. Zdolność nadawcza i odbiorcza satelity odpowiada 10 000 połączeń telefonicznych.

W. K.

Anteny radioastronomicznej stacji orbitalnej „Explorer”

Cztery anteny orbitalnej stacji radioastronomicznej „Explorer” w odpowiedzi na sygnał wysłany przez Goddard Space Flight Center zostały wysunięte na długość 230 m. Anteny te zostały utworzone z nawiniętych na rolkach taśm, które przy odwijaniu przyjęły formę rurek. Dzięki wydłużeniu anten zdolność odbiorcza urządzeń stacji została zwiększona więcej jak dwukrotnie, a całkowita wysokość satelity wzrosła do 460 m.

Jak wiadomo, satelita „Explorer” służy do pomiarów i rejestracji promieniowania kosmicznego.

W. K.

Próba wytrzymałościowa trzeciego stopnia rakiety „Europa” 2

W zakładach VFW w Lemwerder poddano próbie wytrzymałości wersję trzeciego stopnia rakiety organizacji ELDO — „Europa” 2. Stopień ten ma umożliwić umieszczenie na orbicie wokółziemskiej satelity o ciężarze 1250 kG, przy czym przy użyciu dodatkowego stopnia „szczytowego” rakieta „Europa” 2 będzie w stanie wprowadzić na orbitę stacjonarną niemiecko-francuskiego satelity łącznościowego „Symphonie”. W czasie próby wytrzymałościowej trzeci stopień był poddany obciążeniu 1,25 razy większemu od nominalnego i zginany dodatkowo momentem równym momentowi powstającemu przy przechyleniu silnika o 1°.

W. K.

Wyłączenie satelitów „Pegasus”

Po trzyletnich badaniach trzy satelity „Pegasus” przerwały pracę. Wymagany przez NASA okres działania satelitów wynosił 18 miesięcy. Satelity „Pegasus” przeprowadzały pomiary ilości i wielkości meteorytów w przestrzeni kosmicznej. Służyły do tego celu „skrzydła” o powierzchni 185 m², które rejestrowały uderzenia meteorytów.

W. K.

Różnice w wynikach badań sond „Mariner” 5 i „Wenus” 4

Według naukowców z NASA ciśnienie na powierzchni planety Wenus jest 75 do 100 razy większe niż na Ziemi, a temperatura wynosi ok. 480 °C. Dane te przekazała na Ziemię sonda międzyplanetarna „Mariner” 5. Zostały one potwierdzone przez naziemne radarowe urządzenia astronomiczne. Natomiast pomiary wykonane przez sondę „Wenus” 4 wykazują ciśnienie 17—20 razy większe od ciśnienia na Ziemi i temperaturę 270 °C. Przypuszcza się w związku z tym, że sonda „Wenus” wylądowała na szczycie góry o wysokości 24 km lub przerwała nadawanie wyników na tej właśnie wysokości.

W. K.

Pierwszy silnikowy lot szybowca kosmicznego HL-10

Zbudowany przez firmę Northrop Corp. szybowiec kosmiczny HL-10 miał wykonać na początku 1969 r. pierwszy silnikowy lot po odłączeniu się od samolotu-matki Boeing B-52. Bezskrzydłowy pojazd (lifting

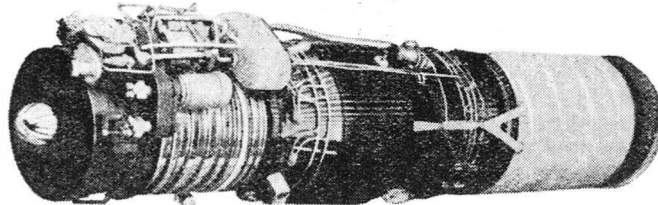
body) jest wyposażony w silnik raketowy Thiokol XLR-11 zasilany ciekłymi materiałami pędnymi i wytwarzający ciąg 3600 kG. W swym pierwszym silnikowym locie HL-10 miał osiągnąć wysokość ok. 13 000 m i prędkość $Ma = 0,8$ lądując następnie lotem ślizgowym w bazie Edwards. Następne loty będą się odbywać z prędkością $Ma = 2$.

W. K.

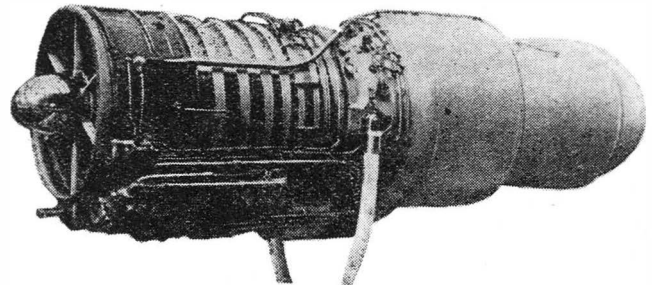
Rozwój egipskiego silnika E-300

Egipski wojskowy silnik odrzutowy E-300-A (fot. 1) o ciągu z dopalaniem 4800 kG ma 9-stopniową sprężarkę, komorę spalania z rurą żar-

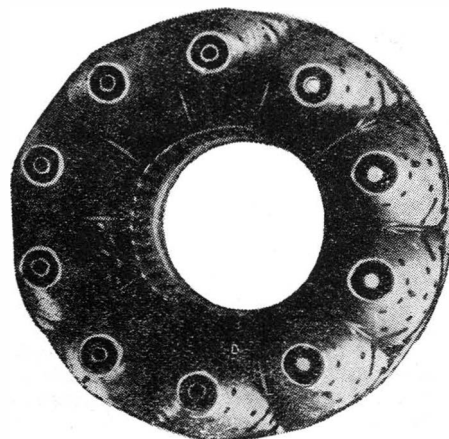
jest przeznaczony do napędu nadźwiękowych myśliwców: egipskiego HA-300 i indyjskiego HF-24. Opracowano również cywilną wer-



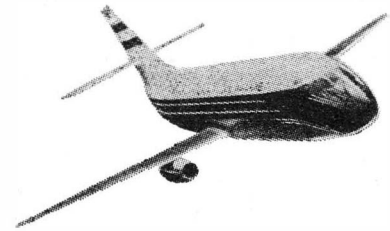
1



2



3



4

wą typu BMW (fot. 2), 2-stopniową turbinę i dopalacz. Podstawowymi materiałami na „gorące” części silnika jest Nimonic 75 i 105. Silnik

sję silnika, E-300-C (fot. 3), o ciągu 3200 kG i ciężarze ok. 740 kG. Silnik ten ma napędzać trzysilnikowy, 90-miejscowy samolot pasażerski (fot. 4) opracowywany obecnie wspólnie przez EGAO (Egyptian General Aero Organization) i firmę Messerschmitt. Samolotem tym są zainteresowane egipskie linie lotnicze, które poszukują następcy samolotów An-12.

W. K.

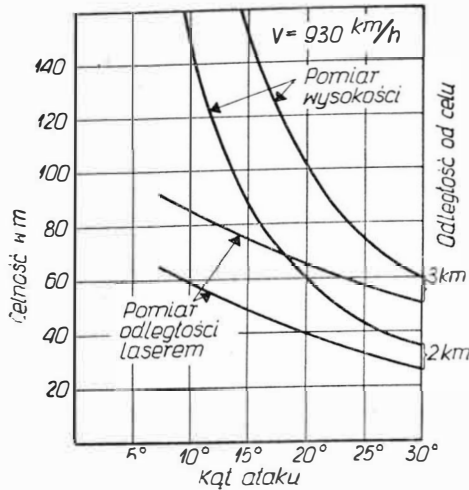
Nowy przelicznik bombowy firmy SAAB

Opracowany ostatnio przez szwedzką firmę SAAB przelicznik bombowy BT9R stanowi udoskonalenie starszego przelicznika BT9, który jest stosowany przez siły powietrzne Szwecji, USA, Francji, Danii i Szwajcarii. Dzięki zastosowaniu w nowym przeliczniku laserowego dalmierza odległość od celu może być dokładnie mierzona także na małych wysokościach lotu, co pozwala na precyzyjne bombardowanie z lotu koszącego. W budowie urządzenia wykorzystano najnowsze osiągnięcia z dziedziny mikrominiaturyzacji.

Istnieją dwa systemy bombardowania przy użyciu przelicznika BT9R:

- bombardowanie z widocznością celu,
- bombardowanie z wykorzystaniem punktu odniesienia.

Pierwszy sposób bombardowania polega na tym, że pilot włącza przelicznik w chwili, gdy bombardowany obiekt zostanie uchwycony przez celownik. Następnie pilot wyrzyna samolot w górę i gdy wektor prędkości samolotu pokryje się z balistyczną charakterystyką bomby, bomba zostaje automatycznie wyzwolona. W czasie lotu na cel przelicznik oblicza w sposób ciągły kąt nachylenia osi samolotu, ciśnienie statyczne i całkowite oraz przyspieszenie. Charakterystyka samolotu, charakterystyka bomby i prędkość wiatru zostają przez pilota wprowadzone do przelicznika wcześniej. W chwili włączenia przelicznika zostaje wysłany impuls laserowy w celu pomiaru odległości od celu, po czym przelicznik rozpoczyna określanie wszystkich danych potrzebnych do dokładnego zrzucenia bomby. Wyznaczony w wyniku tego wymagany kąt zrzucenia bomby jest porównywany z kątem ustawienia osi samolotu. W chwili gdy oba kąty zrów-



nają się, bomba zostaje automatycznie wyzwolona. Przy kątach ataku większych od 15° dokładne bombardowanie może być przeprowadzone bez użycia lasera. W tym przypadku do określenia pozycji samolotu do stosunku do punktu wyjściowego — punktu włączenia przelicznika — wykorzystuje się tylko kąt osi samolotu i wysokość.

Drugi system bombardowania jest stosowany wówczas, gdy cel jest bardzo silnie broniony, co zmusza do wykonywania ataku na bardzo małej wysokości i zrzucenia bomby przed wykryciem przez radar. Jeszcze przed startem na wykonanie zadania pilot wybiera leżący na kierunku ataku, na kilka kilometrów przed celem, łatwy do zidentyfikowania obiekt (np. most). Odległość między punktem identyfikacyjnym a celem jest znana i zostaje nastawiona na przeliczniku. Pilot leci lotem koszącym i w chwili przelotu nad punktem identyfikacyjnym włącza przelicznik. Samolot może lecieć w dalszym ciągu w kierunku celu lub też może być wyrwany w górę. W obu przypadkach bomba zostaje wyrzucona we właściwym kierunku. Przy tym sposobie bombardowania pozycja samo-

lotu jest określona przez wysokość barometryczną i odległość od punktu identyfikacyjnego. Laser nie może być stosowany, ponieważ nalot na cel odbywa się bez widoczności celu. Dokładność bombardowania nie jest tak duża jak w przypadku ataku z widocznością celu i pomiaru odległości za pomocą lasera.

Po zastosowaniu dodatkowych urządzeń przelicznik może być używany do atakowania celów naziemnych i powietrznych rakietami i działkami.

Przelicznik umożliwia przeprowadzanie ataków z odległości do 10 km, przy nachyleniu toru lotu do 60° i w zakresie prędkości lotu od 650 do 1300 km/h. Dokładność bombardowania została przedstawiona na wykresie, przy czym w zaznaczonych obszarach dokładności znajduje się 75% bomb. Dokładność bombardowania w małym stopniu zależy od prędkości lotu.

Zalety taktyczne i operacyjne nowego urządzenia bombowego SAAB są następujące:

- bardzo duża dokładność bombardowania nawet przy małych wysokościach ataku,
- nie jest konieczne śledzenie celu; samolot musi tylko przez krótką chwilę lecieć w kierunku celu. W związku z tym obrona celu jest bardzo utrudniona,
- duża taktyczna elastyczność; pilot może dowolnie wybierać kąt ataku, chwilę zrzucenia bomby i prędkość lotu,
- w zależności od rodzaju samolotu i wymagań taktycznych można stosować różne kombinacje urządzeń celowniczych.

Przelicznik BT9R został opracowany z myślą o eksporcie, jednak również szwedzkie siły powietrzne wykazują nim duże zainteresowanie. Urządzenie zostało po raz pierwszy wypróbowane na samolocie SAAB 32, przy czym przez cały czas prób stosowano laserowy pomiar odległości. Wyniki prób uznano za zadowalające.

W. K.

Automatyczne wykrywanie wad powierzchniowych

Wizualna ocena powierzchni stanowi jedną z podstawowych metod wykrywania wad powierzchniowych. Metoda jest bardzo powolna i wymaga dużego doświadczenia przy skutecznym sterowaniu. Ostatnio opracowano urządzenia z optyczno-elektronicznymi układami śledzącymi. Penetracja powierzchni następuje przez wierszowanie strumieniem świetlnym i analizę odbitego strumienia. Kierunek wierszowania zależy od konfiguracji części, kształtu i formy badanej powierzchni.

Obraz badanej powierzchni rzutowany jest przez soczewkę skupiającą i otwór kontrolny na układ fotodetektora. Różne przedmioty z różnymi typami wad wymagają różnej czułości. Osiąga się to przez właściwą konstrukcję obwodów detektora, właściwe powiększenie, zmianę wielkości otworu kontrolnego i jego kształtu. Obwody detektora są tak skonstruowane, że wykrywają wąskie a długie pęknięcia lub szerokie plamy. Układy te działają niezależnie i mogą być niezależnie dostrajane do charakteru wad.

Lepsze wyniki osiąga się przez zastosowanie lasera jako źródła światła. Aparatura badawcza kontroluje i analizuje w danej chwili powierzchnię o średnicy rzędu 0,15 mm. Ruchu wierszowania dokonuje przedmiot lub aparat optyczny. Szybkość działania i sprawność jest tak duża, że w ciągu godziny można przebadać w sposób automatyczny do 4000 szt., przy wyższym stopniu pewności od oceny wizualnej. Aparatura automatycznie selekcjonuje przedmioty na dobre i złe według z góry założonych kryteriów.

A.G.

POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ”

Pomoce inżyniera prób w locie *Dokończenie z nru 3/69* —▶

The Apollo 8 flight

In this paper the Saturn 5 rocket and the spacecraft Apollo 8 are described, the basic data of the Moon are reminded and the Apollo 8 flight is presented. Some problems of space flights are also explained and some errors in newspapers in regard to Apollo 8 flight are corrected.

533.6.011.72:533.6.015.3

LUCZYWEK E., TARNOGRODZKI A.

Shape of the bow shock wave in straight — line accelerated flight**Part II: Variable acceleration**

In part I of this paper the influence of flight altitude, aircraft acceleration and flight Mach Number on the bow shock wave position and shape in flight with constant acceleration was discussed. In part II the shape of the bow shock wave in a flight with variable acceleration is considered and more detailed the phenomenon of intensive sonic boom is presented.

SZCZECIŃSKI S., WIŚNIEWSKI S.

621.515:62—253.58

The influence of blade tip clearances of axial compressor on its performances

This article concerns the problem of selecting the blade tip clearances of axial flow compressors and assessing their influence on compressor performances. This problem is very important from designer and user point of view. The article is a part of the more detailed study regarding the determination of the blade tip clearances of aircraft engine compressors and turbines under various flight conditions and engine speeds and the assessment of the influence of these clearances on engine behaviour, performances and life time.

ŻEBROWSKI M.

533.6.013.8:629.13.05

Instrument flight in turbulent atmosphere

A flight in intensive turbulent atmosphere is dangerous as a result of unproper pilot responses caused by board instrument indications. In this paper the results of the investigations of problems of a flight in turbulent atmosphere received by the use of aircraft and flight simulators are given, the reasons of unproper pilot responses during a instrument flight in turbulent atmosphere are explained and the principles of the proper longitudinal control of aircraft during such flight are presented.

KWIATKOWSKI M.

678.—405.8:629.13.002

Honeycomb core forming by bending for curved sandwich structure

Honeycomb core bending at extended stage is one of three practical forming methods. The theme is analyzed in successive stage: deformation of free honeycomb core, structural deformation, winding honeycomb core around cylindrical surface and around spherical one. At the end it attempted to determine allowed structural deformation of honeycomb core.

Co piszą inni...

I Ogólnopolskie Sympozjum na temat „Naukowe problemy maszyn matematycznych”

zorganizowane przez Warszawski Oddział Polskiego Towarzystwa Elektrotechniki Teoretycznej i Stosowanej odbyło się w październiku 1968 r.

Sympozjum można ocenić jako ważne wydarzenie dla pracujących nad problematyką maszyn matematycznych. Wygłoszono ponad 60 referatów i komunikatów o dorobku polskiej nauki w dziedzinie automatyzacji przetwarzania danych. Referaty zgłoszone na Sympozjum stanowiły przegląd naukowo-badawczego dorobku pracowników takich placówek, jak Instytut Maszyn Matematycznych, WAT, Instytut Matematyczny PAN, Centrum Obliczeniowe PAN, Instytut Automatyki PAN, Politechnika Łódzka, Uniwersytet Warszawski oraz kilka ośrodków resortowych.

O problematyce Sympozjum, którą można podzielić na kilka grup, piszą „Maszyny Matematyczne” podając jednocześnie wykaz referatów wygłoszonych na Sympozjum, a zarazem informują, że wszystkie referaty mają być wydane przez Wydawnictwa Naukowo-Techniczne. **Maszyny Matematyczne**, nr 12 z 1968 r.

Czystość powietrza atmosferycznego

stanowi jeden z węzłowych problemów stojących przed nauką, techniką medyczną i zainteresowanymi władzami we wszystkich uprzemysłowionych krajach na świecie. Na podstawie danych Departamentu Sanitarno-Epidemiologicznego Ministerstwa Zdrowia i Opieki Społecznej w świetle strat ekonomicznych i szkodliwego wpływu na zdrowie ludzkie, w artykule omówiono stan zanieczyszczeń powietrza atmosferycznego w Polsce. **Ochrona Powietrza**, nr 4 z 1968 r.

Układ SI w Polsce

W artykule na tle źródłowych tekstów określających układ SI omówiono zasady nowelizacji polskich aktów prawnych o legalnych jednostkach miar oraz wskazano ogólną linię postępowania przy wprowadzaniu układu SI do praktyki. Układ ten, którego pełna nazwa brzmi Międzynarodowy Układ Jednostek Miar SI, jest pierwszym w historii miar układem jednostek przyjętym przez najwyższą instancję międzynarodową w tym zakresie — Generalną Konferencję Miar, organ Konwencji Metrycznej. Artykuł zaznajamia z postanowieniami modyfikującymi lub interpretującymi uchwałę 12. XI Generalnej Konferencji Miar z 1960 r. określającą układ SI, podaje 6 przyjętych jednostek, które powinny być użyte jako podstawowe do tworzenia praktycznego układu miar dla stosunków międzynarodowych oraz inne postanowienia i określenia, które wyjaśniają wiele wątpliwości.

W Polsce akty prawne regulujące zagadnienie legalnych jednostek miar dopuszczają do przejściowego stosowania licznych jednostek nie SI, dotychczas będących w użyciu, wskazując jednocześnie na konieczność stopniowego rugowania z użycia jednostek nie SI i zastępowania ich odpowiednimi jednostkami SI, według uzgodnionego międzynarodowego programu. **Pomiary, Automatyka, Kontrola**, nr 1 z 1969.

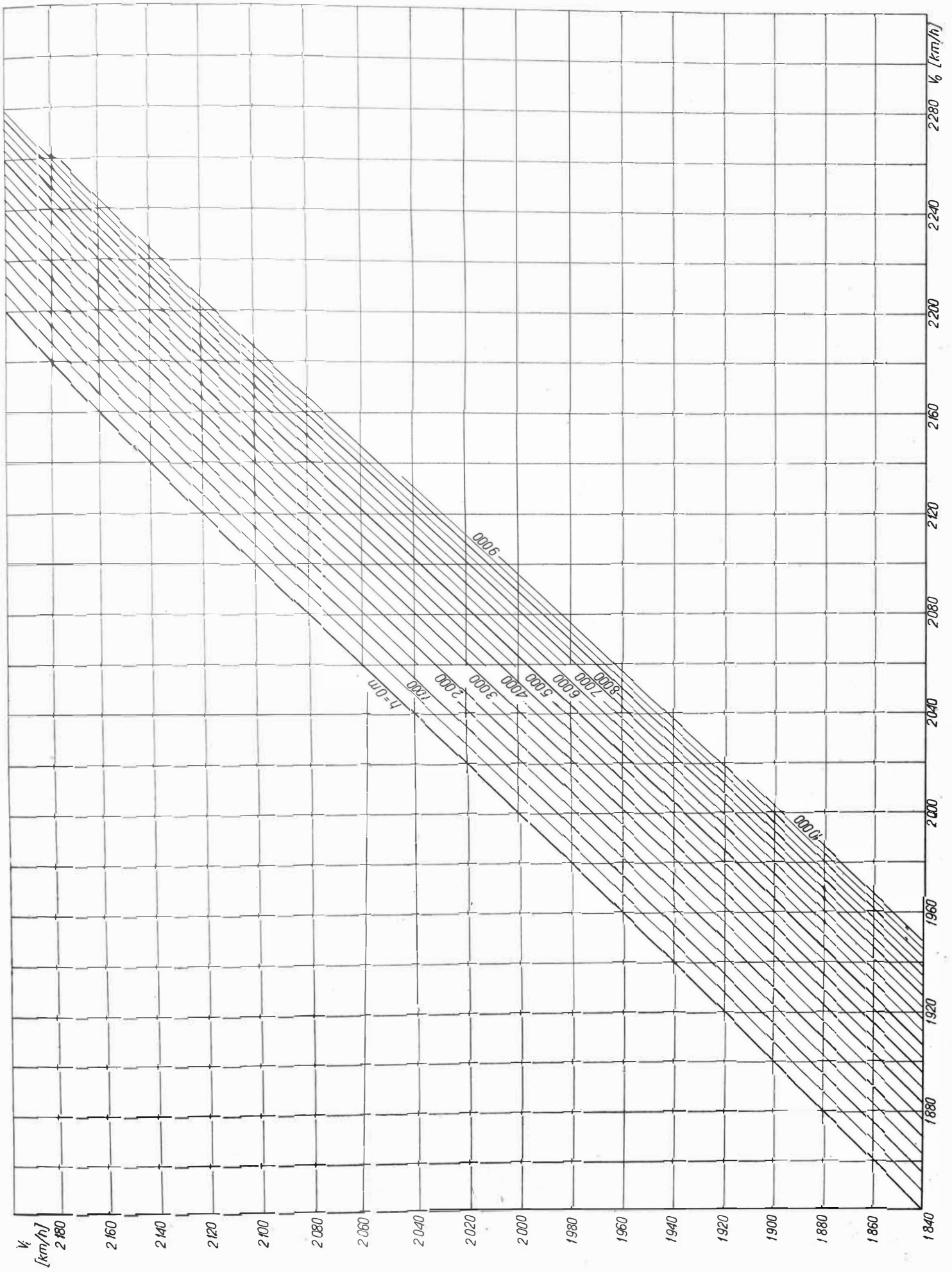
Bhp w kontroli NIK

Istotnym miernikiem oceny sytuacji w dziedzinie bhp jest wypadkowość przy pracy. Zagadnieniem tym i ustaleniem przyczyn jeszcze niedostatecznego stanu warunków pracy załóg zajmowała się ostatnio Najwyższa Izba Kontroli, która przeprowadziła kontrolę w 128 zakładach pracy.

W artykule, który omawia wyniki tej kontroli przytoczono dane ilustrujące wypadkowość w liczbach, przeprowadzono porównanie wypadkowości w Polsce z innymi krajami, wskazano na fakt zaniżania liczby wypadków i zaniechania w dokumentacji oraz omówiono przyczyny powodujące wypadki przy pracy, będące niejednokrotnie następstwem lekceważenia przepisów bhp. Omówiono też działalność przemysłowej służby zdrowia, która swe zadania w zakresie bhp niejednokrotnie wykonywała niewłaściwie. W wielu zakładach stwierdzono niedomagania związane ze stanem sanitarno-higienicznym i warunkami socjalno-bytowymi, a także złą jakością odzieży ochronnej. W artykule podano wnioski z przeprowadzonej kontroli i wskazano środki zmierzające do poprawy stanu bhp w zakładach pracy. **Ochrona Pracy**, nr 1 z 1969.

Projektowanie obrabiarek zespołowych ogólnego przeznaczenia

jest artykułem dyskusyjnym, w którym poruszono podstawowe problemy występujące przy projektowaniu. Podano propozycje kierunków badań naukowo-doświadczalnych i teoretycznych niezbędnych do ułatwienia projektowania obrabiarek zespołowych ogólnego przeznaczenia. Podstawę rozważań stanowią wyniki badań zadań obróbki skrawaniem części maszyn i możliwości obróbkowych współczesnych maszyn oraz technologii maszyn. Na podstawie przeprowadzanych już prac przedstawiono pierwsze wnioski, przydatne do projektowania. W artykule podane są podstawowe definicje i określenia niezbędne do prowadzenia badań, a ponadto omówiono 10 podstawowych problemów występujących w projektowaniu. Na zakończenie przedstawiono wnioski, jakie wynikają z przeprowadzonych badań. **Przegląd Mechaniczny** nr 1 z 1969.



Z działalności Sekcji Lotniczej SIMP

1. Z inicjatywy Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP w dniu 18 lutego br. miało miejsce spotkanie przedstawicieli Zarządu i Kolegium Redakcyjnego „Techniki Lotniczej i Astronautycznej” z czytelnikami tego czasopisma. Spotkanie odbyło się w celu omówienia spraw związanych z profilem i tematyką organu naszej Sekcji, z potrzebami ośrodków lotniczych oraz z zainteresowaniami czytelników.

W spotkaniu wzięły udział 22 osoby z dziesięciu przedsiębiorstw, instytucji i ośrodków lotniczych kraju.

Referat informacyjny wygłosił redaktor naczelny TLiA kol. St. Sulikowski, po czym nastąpiła ożywiona dyskusja. Z dyskusji można wyprowadzić wnioski, że czasopismo powinno:

- służyć rozwojowi myśli lotniczej i poruszać sprawy problemowe polskiego lotnictwa,
- zapewniać dopływ artykułów specjalistycznych na inżynierskim poziomie,
- omawiać zagadnienia ekonomiczne związane z produkcją, eksploatacją oraz transportem lotniczym,
- z uwagi na współpracę Sekcji Lotniczych SIMP i SITK — zamieszczać artykuły poświęcone budowie i eksploatacji lotnisk oraz problemom sportu lotniczego — ukazywać się okresowo w postaci zeszytów specjalnych.

Notatki ze świata

▼ Zacieśnia się współpraca między uczonymi Związku Radzieckiego, Francji i Indii w dziedzinie prognozy pogody. Prowadzone są mianowicie wspólne sondaże atmosferyczne w Arktyce oraz w ośrodku Thumba w Indiach, leżącym na tzw. równiku magnetycznym Ziemi.

▼ W końcu ub.r. wystrzelono w Związku Radzieckim kolejnego satelitę telekomunikacyjnego „Molnia 1”. Sputnik ten ma na celu zapewnienie eksploatacji systemu dalekosiężnej telefoniczno-telegraficznej łączności radiowej, a także przekazywanie programów centralnej telewizji ZSRR do punktów sieci „Orbita”, rozmieszczonych w okęgach dalekiej północy, Syberii, Dalekiego Wschodu i Azji środkowej.

▼ Przewiduje się podpisanie w niedługim czasie umowy lotniczej pomiędzy USA i Jugosławią. Na podstawie specjalnego zezwolenia rządu Jugosławii do Belgradu latają już samoloty PAA.

▼ 23 października 1923 r. wystartował do Bratysławy pierwszy samolot komunikacyjny Czechosłowackich Linii Lotniczych. Obecnie towarzystwo to obchodzi jubileusz 45-lecia działalności. Samoloty CSA kursują regularnie do 65 miast na czterech kontynentach świata, przewożą rocznie ponad milion pasażerów i pokonują trasę ponad 100 tys. km. Jednak istnieje konieczność wymiany 2/3 parku lotniczego CSA, co wymagać będzie ponad 2,5 miliarda koron. Czechosłowackie Linie Lotnicze dysponują kwotą półtora miliarda, resztę sfinansuje rząd. Czechosłowacja zakupi samoloty pasażerskie dalekiego zasięgu — „IL-62”. Samoloty te będą latać do Kanady i Stanów Zjednoczonych. U uruchomienie linii przez Atlantyk planowane jest jako wspólne przedsięwzięcie CSA i PLL „Lot”.

▼ Brytyjski przemysł lotniczy i astronautyczny zatrudnia ówczesną miliona pracowników. W proporcji do liczby ludności przemysł ten jest dwukrotnie większy niż amerykański. O potęgę przemysłu może świadczyć wartość dziennej produkcji silników, wynosząca milion funtów szterlingów.

▼ Prof. Makowski, dziekan wydziału lotniczego Uniwersytetu w Surry (Anglia) i jednocześnie największy autorytet na terenie Wypu Brytyjskich w dziedzinie architektury przestrzennej będzie przewodniczył jury, które oceni projekt budowy olbrzymiego hangaru dla linii lotniczych BOAC na lotnisku Heathrow w Londynie. Hangar ten pomieści dwa 350-osobowe odrzutowce Boeing-747. Jego dach o wadze 2300 ton oparty na 8 stalowych kolumnach (konstrukcji prof. Makowskiego) będzie ruchomy i przystosowany do ew. powiększenia hangaru. Koszt budowy wynosi 4 miliony funtów.

2. Ostatnio — z inicjatywy Sekcji Chłodniczej — odbyło się spotkanie przewodniczących 22 sekcji naukowo-technicznych Zarządu Głównego SIMP z wiceprezesem kol. Zbierskim, poświęcone sprawie zaktualizowania działalności Sekcji, jako ognia Zarządu Głównego Stowarzyszenia w sprawach techniczno-gospodarczych dużej wagi. Ponadto na zebraniu poruszono zagadnienia związane z podwójnym aparatem simpowskim: administracyjnym i naukowym oraz omówiono trudności związane z wydawnictwem materiałów konferencyjnych. W wyniku obrad powołano Komisję roboczą dla opracowania wniosków na Walny Zjazd Delegatów SIMP. W skład Komisji wszedł przewodniczący naszej sekcji kol. T. Kostia.

3. Przewodniczący Zarządu Sekcji Lotniczej przeprowadził rozmowę na temat działalności Sekcji z gen. Modrzewskim wiceprzewodniczącym Zarządu Głównego SIMP przy udziale z-cy sekretarza generalnego. Odbyła się również rozmowa z sekretarzem generalnym SIMP. Przewidziane jest także spotkanie z dyrektorem Zjednoczenia Przemysłu Lotniczego.

4. Zarząd Koła SIMP przy Szybowcowym Zakładzie Doświadczalnym w Bielsku Białym wystąpił do Oddziału Stowarzyszenia

▼ Na londyńskim lotnisku Heathrow rozpoczęto w ubiegłym roku budowę stanowiska dla samolotów Boeing-747. Budowa stanowisk mających kształt litery „T”, o długości ramion ok. 300 m, kosztować będzie 1,8 mln funtów szt. Po obu stronach płyty zainstalowane zostaną ruchome chodniki dla pasażerów, stanowiące bezpośrednie połączenie z budynkiem dworca.

▼ W Kałudze nad Oką otwarto Muzeum Ciołkowskiego. Znajduje się ono w drewnianym domku, w którym Ciołkowski mieszkał i pracował. Konstanty Ciołkowski zmarł w 1945 r. Na początku naszego wieku opracował on teorię lotów kosmicznych i uznawany jest za prekursora. Ciołkowski był polskiego pochodzenia. Jego ojciec znalazł się w głębi Rosji, jako zesłaniec polityczny.

▼ Zachodniemieckie przedsiębiorstwa produkcji sprzętu lotniczego i astronautycznego Bölkow i Messerschmitt połączyły się w jedno przedsiębiorstwo. Połączone zakłady zatrudniają ogółem 12,5 tys. pracowników, siedzibą dyrekcji jest Monachium; funkcję dyrektora naczelnego pełni inż. Ludwig Bölkow, przewodniczącym rady nadzorczej — jest były konstruktor hitlerowskich myśliwców Willy Messerschmitt.

▼ W 1967 r. towarzystwa lotnicze 116 państw członkowskich ICAO (poza ZSRR i Chinami) uzyskały wypływy w wysokości około 12,5 mld dolarów, co stanowi około 10% wartości światowej produkcji przemysłowej. Średnie wpływy towarzystw lotniczych w latach 1957—1967 wzrosły rocznie o 10,5%, a w latach 1962—1967 o 14%.

W ciągu dziesięciolecia suma sprzedanych tonokilometrów wzrosła czterokrotnie. Taryfy pasażerskie w tymże okresie obniżyły się średnio o 7,5% (z 3,82 centa na 3,53 centa za pasażerokilometr). Obniżka ta dotyczy w zasadzie jedynie przewozów międzynarodowych, gdzie obniżka osiągnęła około 20%. Taryfy krajowe nie uległy zmianom. Średnia stopa zysku przedsiębiorstw przewozów lotniczych wynosi obecnie 8,5%, gdy przed dziesięcioma laty notowano straty w wysokości 1,2%.

▼ Jak podają statystyki IATA, 103 towarzystwa członkowskie wykonały w 1967 r. 91% wszystkich rozkładów przewozów światowych. Lotnicze przewozy pasażerskie wyniosły 188 milionów osób. Personel wszystkich towarzystw, zrzeszonych w IATA, wyniósł 628 tys. osób (w tym personel latający — 55 tys.). Flota powietrzna tych towarzystw liczyła na koniec 1967 r. — 3725 samolotów, w tym: odrzutowych 2000 (Boeingów 707 i 727 — 900 szt.) i łokowych — 1000. Największe przewozy w IATA osiągnęły: „United Airlines”, dysponujące flotą składającą się z 400 samolotów i personelem liczącym 46 tys. osób (24 mln pasa-

żerów), „Estern Airlines” (19,5 mln pasażerów) i „American Airlines” (które przewiozły 16 mln pasażerów).

▼ Amerykański Ośrodek Lotów Kosmicznych w Huntsville w stanie Alabama zajmuje 720 ha; zbudowano tu 147 budynków i 98 stanowisk badawczych. Największe jest stanowisko do badania pierwszego członu raket Saturn V. Pięć silników wytwarza tu siłę ciągu 3 mln kG. Wysokość stanowiska wynosi 108 m. Jak wiadomo rakiety te wyniosą pojazd kosmiczny „Apollo” na Księżyc.

W 1965 r. Ośrodek zatrudniał 18 tys. osób, a budżet wynosił 1,7 biliona dolarów. Obecnie pracuje tam 13 600 osób, zaś budżet zmalał do 1,25 biliona dolarów.

▼ Właściciele samolotów prywatnych protestują przeciwko decyzji nowojorskich władz lotnictwa cywilnego w sprawie podwyższenia o 400 procent opłat za lądowanie w trzech portach Nowego Jorku: Kennedy, La Guardia i Newark. Obecnie opłata ta ma wynieść co najmniej 25 dolarów. Podwyżka ma na celu wyrównanie małych samolotów z wielkich lotnisk komunikacyjnych Nowego Jorku. Zarezerwowane ma być dla nich jedynie lotnisko Teterboro.

▼ Zorganizowani na Zachodzie polscy lotnicy, którzy uczestniczyli w drugiej wojnie światowej odbywają co dwa lata branżowe zjazdy, tzw. konwencje. Spotkania te służą do podtrzymania więzi koleżeńskich oraz dla celów propagandowych.

Konwencja taka odbywała się na jesieni ub. roku w Filadelfii i zgromadziła ponad 150 delegatów terenowych „skrzydeł” ze Stanów Zjednoczonych, Kanady i W. Brytanii. W ostatnim zjeździe wziął udział jeden z pierwszych konstruktorów samolotów — Czesław Zbierański.

▼ Zespół amerykańskich kosmonautów poniósł dotychczas następujące straty:

— Theodore C. Freeman zginął w wieku 34 lat — w czasie lotu ćwiczebnego samolotu w październiku 1964 r.
— Charles A. Bassett 35-letni i Eliot M. See w wieku 39 lat — zginęli w czasie lotu ćwiczebnego samolotu w lutym 1966 r.
— Robert B. Chaffee 32-letni, Virgil I. Grissom 41-letni i Edward H. White 37-letni zginęli podczas prób naziemnych, w pożarze kabiny „Apollo” w styczniu 1967 r.

— Edward G. Givens zginął w wieku 37 lat w katastrofie samochodowej w czerwcu 1967 r.
— Clifton C. Williams — w wieku 35 lat — zginął w czasie lotu ćwiczebnego samolotu w październiku 1967 r.

— Robert Lawrence, murzyn z ekipy amerykańskich kosmonautów wojskowych, zginął w czasie lotu ćwiczebnego samolotu w grudniu 1967 r. w wieku 32 lat.