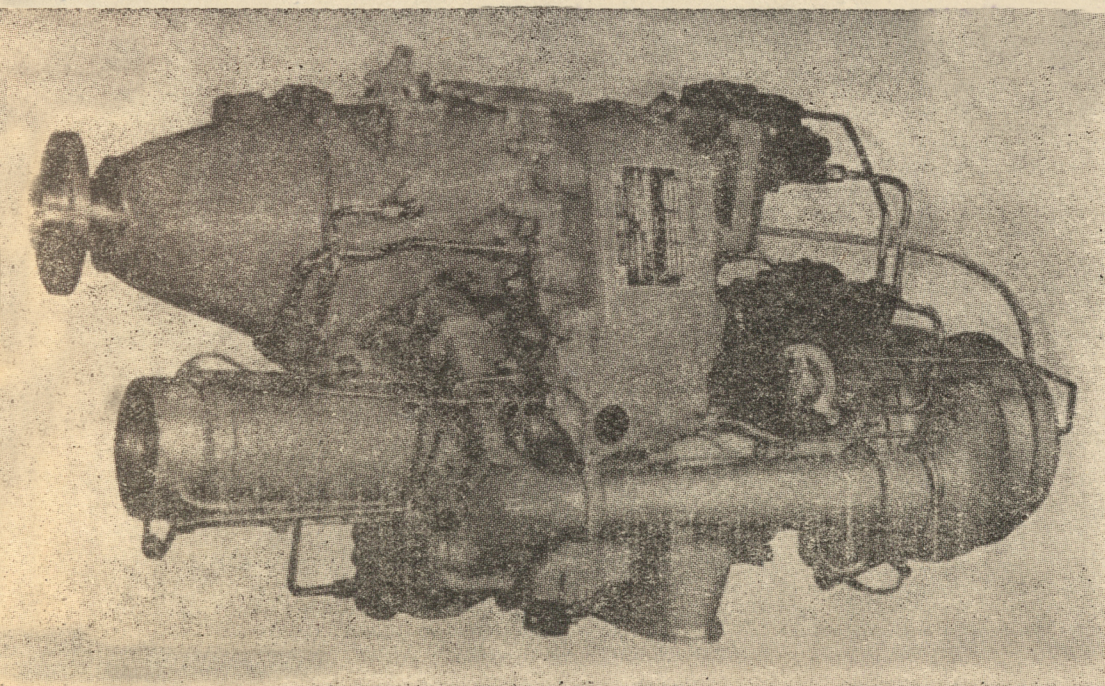
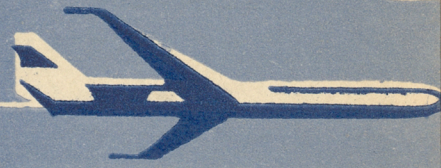


# TECHNIKA LOTNICZA



10

1963

WYDAWNICTWA  
CZASOPISM  
TECHNICZNYCH NOT

# POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ“

## Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych, cz. V

### Stopy z głównym składnikiem tytanem

2801/15/25

Zebrał i opracował mgr inż. A. Ciszewski i mgr inż. T. Radomski

W bieżącym zeszycie podano dane techniczne dotyczące żarowytężymych stopów z głównym składnikiem tytanem (według źródeł radzieckich)\*).

\*) P. B. Michajłow-Misiejew „Sprawocznik po metalicznych materiałach turbino- i motorostrojenja”, Moskwa, 1961 r.

W tabeli 1 podano skład chemiczny stopów tytanu produkowanych w ZSRR, w tabeli 2 — ważniejsze własności fizyczne, a w tabeli 3 — dane technologiczne, charakterystyczne własności i zastosowanie tych stopów.

Kolejne tabele 4 i 5 zawierają własności mechaniczne radzieckich stopów tytanu w temperaturze 20°C i w temperaturach podwyższonych.

Tabela 1 Skład chemiczny tytanu technicznego i stopów tytanu produkowanych w ZSRR

Lp.	Oznaczenie stopu	Skład chemiczny % (reszta Ti)										
		Al	Cr	Mo	Mn	Sn	V	C max	N <sub>2</sub> max	O <sub>2</sub> max	H <sub>2</sub> max	Fe max
1	BT1 <sup>1)</sup>	—	—	—	—	—	—	0,1	0,05	0,15	0,015	0,3
2	BT2	1-2	2-3	—	—	—	—	0,1	0,05	0,15	0,015	0,5
3	BT3	4-6,2	2-3	—	—	—	—	0,1	0,05	0,20	0,015	0,8
4	BT3-1	4,5-6,2	1-2,5	1-2,8	—	—	—	0,1	0,05	0,20	0,015	0,05-1,5
5	BT4	3,5-5	—	—	0,8-2	—	—	0,1	0,05	0,15	0,015	0,4
6	OT4	2-3,5	—	—	0,8-2	—	—	0,1	0,05	0,15	0,015	0,4
7	OT4-1	1-2,5	—	—	0,8-2	—	—	0,1	0,05	0,15	0,015	0,4
8	BT5-1	4-5,5	—	—	—	2-3	—	0,1	0,05	0,2	0,015	0,3
9	BT6	4,5-6,5	—	—	—	—	3,5-4,5	0,1	0,05	0,15	0,015	0,3
10	BT8	5,8-6,8	—	2,8-3,8	—	—	—	0,1	0,05	0,15	0,015	0,3

<sup>1)</sup> Tytan techniczny

Pomocę konstruktorską 72-3/63 str. 8 okł

#### TREŚĆ ZESZYTU

Konferencja naukowo-techniczna SIMP i WSK . . . . .	261
Fr. JANIK — Podstawy dynamiczne ruchu sputników	262
W. KORDZIŃSKI — O podstawowych właściwościach dwuzespołowych sprężarek lotniczych silników turbinowych . . . . .	269
R. SOBCZAK — Farnborough 1962 . . . . .	278
M. RABENDA — Uwagi o analizie dynamicznej silników turbinowych . . . . .	282
Nowości techniczne . . . . .	285
Na półkach księgarskich . . . . .	289
Kronika . . . . .	291
Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa . . . . .	292
Pomocę Konstruktorską Techniki Lotniczej — A. CISZEWSKI, T. RADOMSKI: Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych, cz. V — Stopy z głównym składnikiem tytanem . . . . .	II str. okł.

#### CONTENTS

Editorial . . . . .	page 261
F. Janik — The dynamic principles of the artificial satellites flight . . . . .	262
W. Kordziński — The basical properties of the two-spool compressors for the aircraft gas turbine engines . . . . .	269
R. Sobczak — Farnborough Show 1962 . . . . .	278
M. Rabenda — A notice regard to the dynamic analysis of the gas turbine engines . . . . .	282
Technical news . . . . .	285
On the book shelves . . . . .	289
Chronicle . . . . .	291
Aviation Documentation Review . . . . .	2.2
Designer's data sheets — A. Ciszewski, T. Radomski: The materials used in aviation design, part V — Titanium based alloys . . . . .	on cover

#### СОДЕРЖАНИЕ

Передовица . . . . .	Стр. 261
Ф. Яник — Динамические основы движения спутников . . . . .	262
В. Кордзиньский — Об основных свойствах двухконтурных компрессоров авиационных газотурбинных двигателей . . . . .	269
Р. Собчак — Фарнбороу 1962 г. . . . .	278
М. Рабэнда — Примечания об динамическом анализе газотурбинных двигателей . . . . .	282
Технические новости . . . . .	285
На книжных полках . . . . .	289
Хроника . . . . .	291
Документационный обзор авиации . . . . .	292
Конструкторские пособия Авиационной Техники — А. Цишевски, Т. Радомски — Материалы применяемые в авиационных конструкциях, часть V. Сплавы на основе титана . . . . .	II обл



NASZA OKŁADKA  
Silnik Allison T63

TECHNIKA LOTNICZA — miesięcznik Sekcji Lotniczej Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT. Redaguje Kolegium: mgr inż. Stefan Sulikowski — redaktor naczelny, Jarosława Berżyńska — sekretarz redakcji, mgr inż. Antoni Gołędzinowski, mgr inż. Walerian Kordziński, mgr inż. Stanisław Lassota, mgr inż. Wacław Zaremba — redaktorzy działowi, Kazimierz Walczyński (red. techniczny).

Adres Redakcji: Warszawa, Czackiego 3/5, tel. 674-61

Adres Administracji: Administracja Czasopism Technicznych NOT, Warszawa, ul. Czackiego 3/5, tel. 6-74-61.

Cena pojedynczego zeszytu 12.— zł

Prenumerata roczna 144.— zł

Półroczna 72.— zł

PKO Warszawa, konto 1-9-121697 WCT. Zakład kolportażu, Warszawa, ul. Mazowiecka 12.



### KONFERENCJA NAUKOWO-TECHNICZNA

## „Technologia wytwarzania przepływowych maszyn wirnikowych“ Rzeszów, dnia 5–7 września 1963 r.

Organizatorem konferencji było Stowarzyszenie Inżynierów i Techników Mechaników Polskich oraz Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego w Rzeszowie.

W konferencji wzięli udział przedstawiciele pięćdziesięciu sześciu zakładów naukowych i przemysłowych oraz goście zagraniczni ze Związku Radzieckiego, Węgier, NRD i CSRS. Władze nadrzędne reprezentował wiceminister przemysłu ciężkiego inż. J. Talma oraz przedstawiciele Zjednoczenia Przemysłu Lotniczego. W konferencji wzięli udział przedstawiciele lokalnych władz partyjnych i związkowych. Obrady odbywały się w Zakładowym Domu Kultury WSK w Rzeszowie. Konferencja obejmowała trzy sesje tematyczne: konstrukcyjną, materiałową i technologiczną.

W sesji konstrukcyjnej wystąpił prof. Wł. R. Gundlach z Politechniki Łódzkiej z referatem „Praca badawcza w dziedzinie silników turbinowo-spalinowych”, w którym omówił sytuację i stan badań w Polsce, najważniejsze problemy badawcze, zakres ogólny badań oraz doświadczenia własne uzyskane w Katedrze Ciepłych Maszyn Przepływowych Politechniki Łódzkiej. W następnym referacie tej sesji prof. R. Szewalski omówił nowe konstrukcje kierownicze części niskoprężnej turbin parowych, w której naświetlił nowe konstrukcje tych elementów, dla turbin parowych dużej mocy, scharakteryzował istotne zalety i wady łopatek powłokowych oraz nowy sposób ich łączenia z pozostałymi elementami koła kierowniczego.

Podane zostały korzyści płynące z wprowadzenia nowego rozwiązania oraz jego wpływ na postęp w dziedzinie budowy stopni końcowych dla turbin wielkich mocy.

Referat ten, a szczególnie podane zyski w odniesieniu do sprawności wywołały burzliwą dyskusję i spowodowały wprowadzenie nieplanowego referatu na ten sam temat, z którym wystąpił inż. Kantor z Leningradu. Omówił on osiągnięcia uczonych radzieckich w tej dziedzinie oraz ich wnioski uzyskane z prac własnych i przeprowadzonych badań. Według zdania inż. Kantora zyski osiągnięte z wprowadzenia nowej konstrukcji kierownic są niższe, jednakże prace w tej dziedzinie są potrzebne, a wyniki mogą poprawić zarówno wskaźniki użytkowe, jak i technologiczność konstrukcji. W dalszym ciągu sesji przedstawiony został interesujący referat inż. O. Kitzinga (NRD) o rozwoju sprężarek promieniowych ze spawanymi wirnikami. Doc. E. Tuluszka z Politechniki Poznańskiej mówił o naprężeniach termicznych w chłodzonych strumieniem powietrza tarczach wirników turbin gazowych, podając metodykę obliczeń określającą rozkłady temperatur i naprężeń. Zilustrował je przykładowym obliczeniem analizy naprężeń chłodzonej tarczy wirnikowej o stałej grubości. Mgr inż. W. Latuszkiewicz z Instytutu Techniki Ciepłej z Łodzi zapoznał zebranych z aparaturą do badania naprężeń i drgań w elementach wirujących maszyn przepływowych. W referacie podany został krótki przegląd stosowanych czujników, metod pomiarowych, urządzeń przekazywających oraz aparatury pomiarowej w oparciu o doświadczenia własne Zakładu Turbin Ciepłych Instytutu. Na zakończenie sesji konstrukcyjnej mgr inż. W. Serwa, również z Instytutu Techniki Ciepłej z Łodzi, omówił tłumienie drgań układów łopatkowych turbin. Omówiona została metoda obliczeniowa określania tłumienia drgań w materiale łopatki turbinowej w różnych warunkach jej pracy, wpływ czynników konstrukcyjnych na tłumienie pakietu łopatek oraz sztuczne tłumienie drgań wieńca łopatek. Omówiono również wyniki niektórych prac badawczych I. T. C. w odniesieniu do maszyn wirnikowych.

Sesję materiałową rozpoczął referat doc. J. Chodorowskiego z Instytutu Mechaniki Precyzyjnej w Warszawie na temat: „Stopy żarowytrzymałe na osnowie niklu”. W referacie przeprowadzono porównanie stopów żarowytrzymałych stosowanych w ZSRR, USA, Anglii i Polsce. Omówiono wpływ dodatków stopowych na wytrzymałość czasową. Przeprowadzono analizę składników strukturalnych stopu nimonik 80/80a oraz wpływ na własności tego stopu takich dodatków stopowych jak: wolfram, molibden, chrom i kobalt.

Doc. S. Gębalski z Instytutu Mechaniki Precyzyjnej zapoznał z powłokami żaroodpornymi do ochrony elementów turbin gazowych. Sprecyzowano dwa kierunki prac badawczych: czystych metali, wysokotopliwych tlenków, węglików, azotków i ich kompozycji oraz opracowanie powłok żaroodpornych do ochrony metali i ich stopów. Omówiono powłoki ochronne i ich technologię, a szczegółowo emalie, powłoki tlenkowe, ceramiczno-metalowe i dyfuzyjne. Przedstawione zostały perspektywy prac nad rozwojem powłok żaroodpornych w zastosowaniu do perspektywicznych konstrukcji lotniczych. Doc. S. Jaślan, również z I. M. P. w Warszawie, omówił metody badania materiałów w podwyższonych temperaturach przy obciążeniu siłami odśrodkowymi. W ostatnim referacie sesji materiałowej mgr inż. E. Sobociński przedstawił opracowanie dotyczące stopów aluminiowych stosowanych na elementy sprężarek silników turbinowych. Omówił sposób zachowania różnych stopów w temperaturach podwyższonych oraz porównanie stopów aluminiowych stosowanych do tych celów w różnych krajach. Przeprowadził również porównanie spieków aluminiowych (SAP) w stosunku do stopów dotychczas stosowanych.

Trzecią sesję konferencji — technologiczną, rozpoczął referat doc. K. Albińskiego z Instytutu Obróbki Skrawaniem w Krakowie na temat elektroerozyjnej obróbki wykrojów matryc kuźniczych. Podał on ekonomiczną wyższość tej metody nad dotychczas stosowanym kopiowaniem mechanicznym w świetle ciągłego wzrostu metody kucia precyzyjnego połączonego z wyrobem dużej ilości matrycy. Zwrócił uwagę na kryteria doboru właściwych elektrodrażarek oraz omówił właściwe zakresy pracy tych maszyn. W następnym wystąpieniu inż. A. Ankes z W. S. K. Rzeszów zapoznał zebranych z nową metodą obróbki stosowaną do wyrobu łopatek. Obróbka elektrochemiczna omówiona przez prelegenta w szerokim zakresie stanowi wielkie novum technologiczne o dużych perspektywach, szczególnie przy obróbce łopatek turbinowych. Materiał referatu stanowił kompilację prac z literatury zagranicznej. Inż. P. Zsolgya z Budapesztu przedstawił procesy spawania wirników turbin parowych stosowane w zakładach Lang Gepgyar (Węgry), przeprowadził porównanie tej metody z dotychczas stosowanymi w budowie turbin na Węgrzech. Inż. T. Szymutko z W. S. K. Rzeszów nakreślił zarys procesu obróbki łopatek sprężarkowych z odkuwek precyzyjnych. Zapoznał zebranych z urządzeniami stosowanymi w tym procesie oraz z opracowaniami własnymi specjalnych stoisk obróbczych. Omówił również trudności występujące dotychczas i potrzeby modernizacyjne dla tego procesu. Mgr inż. L. Leśniak-Lech z Instytutu Odlewnictwa w Krakowie naświetliła zarys i zakres zastosowania dwóch metod odlewniczych: metody wytapianych modeli i metody dotychczas nie stosowanej w Polsce, zwanej metodą Shawa. Pierwsza z nich służy do produkcji seryjnej i masowej, drobnych, skomplikowanych elementów o ciężarze do 3, a wyjątkowo do 10 kG, druga do produkcji małoseryjnej elementów ciężkich — od kilku kilogramów. Ostatnie doświadczenia za-

graniczne wskazują, że metodę Shawa można stosować również do produkcji wielkoseryjnej w sposób ekonomiczny. Mgr inż. S. Kawalec z W. S. K. Rzeszów przedstawił zagadnienia kucia precyzyjnego łopatek z materiałów żarowytrzymałych. Podany materiał zawierał przegląd dorobku Zakładu w tej dziedzinie, trudności które zostały przezwyciężone i perspektywiczne cele stawiane sobie przez Zakład. Mgr inż. W. Kluz z W. S. K. Rzeszów omówił szczegóły procesu odlewania precyzyjnego z podziałem na zagadnienia: wytwarzania form wraz z materiałami stosownymi do tego celu oraz przygotowanie metalu i zalewanie form. Na zakończenie wyświetlony został film krótkometrażowy obrazujący rozwój, konstrukcje, zastosowanie i eksploatacje przrządów składanych w W. S. K. Rzeszów. Wyjazd do muzeum w Łańcucie zakończył konferencję miłym akcentem.

Nie porywając się na podsumowanie ani też ocenę trzydniowych obrad konferencji należy chyba pod adresem organizatorów zgłosić uwagi i wnioski ogólne, jakie się nasuwały w czasie i po zakończeniu obrad. W pierwszym rzędzie należy organizatorom konferencji podziękować za poważny trud i pracę włożoną w przygotowanie i organizację oraz za umożliwienie wymiany poglądów szerokiego gronu specjalistów. Organizując po raz pierwszy tak poważne spotkanie inicjatorzy i współorganizatorzy nie mogli ustrzec się kilku błędów, które należy wyeliminować w następnych spotkaniach.

1. Wydaje się, że została przyjęta zbyt obszerna tematyka: od konstrukcji poprzez materiały do wytwarzania maszyn wirnikowych i od silników stacjonarnych do lotniczych. To

Prof. inż. Fr. JANIK

spowodowało zgrupowanie ludzi o zbyt rozrzuconej tematyce zainteresowań.

2. Mając wydrukowane prawie wszystkie referaty, należało je rozesłać uczestnikom przynajmniej na tydzień przed rozpoczęciem obrad, co umożliwiłoby zapoznanie się z tematami, przygotowanie pytań, uwag i wniosków, które znacznie rozszerzyłyby zakres dyskusji dając uczestnikom pełniejsze naświetlenie poruszanych tematów.

3. Prelegenci — poza nielicznymi wyjątkami — uważali za swój obowiązek odczytanie w całości swoich referatów umieszczonych w druku, co miało się z celem wypełniania w całości czas obrad, a zostawiając tylko marginesy czasowe na dyskusję, co oczywiście nie ożywiło atmosfery. Spełniając warunek „2” i podając streszczenia zamiast pełnych referatów uzyskałoby się potrzebny czas na dyskusję.

4. Wartość konferencji zyskałaby wiele, gdyby można było uczestnikom przeprowadzić w Zakładzie demonstrację procesów technologicznych oraz umożliwić zapoznanie się z wyposażeniem.

Kilka drobnych potknięć: jak niekorzystne ustawienie stołów uniemożliwiających wygodną obserwację wykładu, sposób naświetlenia, sprawa tłumaczenia z języków obcych i inne, nie mogą przyćmić olbrzymiej pracy włożonej przez organizatorów w przygotowanie i prowadzenie obrad. Nie mogą osłabić pięknej inicjatywy pożytecznych spotkań.

UWAGA: pełne teksty wygłoszonych referatów zostały wydrukowane w Przeglądzie Mechanicznym nr 16 z sierpnia 1963 r., Mechaniku nr 8/1963, w Magazynie Racjonalizatora Lotnictwa nr 9/1963 oraz w Technice Lotniczej nr 7/1963.

A. G.

629.19:531.55

## Podstawy dynamiczne ruchu sputników

Motto: Od Kopernika do sputnika

### 1. Siły grawitacyjne

Podstawy do badania ruchu planet, które stały się pierwowzorem ruchu sputników, dał nam nasz rodak Mikołaj Kopernik (1473—1543) w swym epokowym dziele: „De revolutionibus orbium caelestium”. Jego prace kontynuowali współcześni sobie Galileusz (Galileo Galilei; 1564—1642) i Jan Kepller (1571—1630). Pierwszy wprowadził pojęcie bezwładnościowych układów odniesienia, a drugi podał trzy prawa ruchu planet. Kepller wykazał, że planety poruszają się po torach (orbitach) eliptycznych wokół słońca, i że słońce znajduje się w jednym z ognisk tych elips, że prędkość połowa  $c$ , czyli podwojone pole zakreślone przez promień wodzący, to jest promień wychodzący ze środka słońca do środka planety na jednostkę czasu jest wielkością stałą oraz że czas  $T$  pełnego okrążenia jest proporcjonalny do pierwiastka z trzeciej potęgi dużej osi elipsy.

Ale dopiero Isaak Newton (1642—1727) potrafił ustalić prawo grawitacji (ciężenia), czyli prawo przyciągania się wzajemnego mas. Zaobserwowany przypadek spadającego jabłka z jabłoni skłonił go do myślenia nad przyczyną tego zjawiska.

Na podstawie praw Keplera sformułował on prawo powszechnego ciężenia mające postać

$$P = -k \cdot \frac{m_0 m}{r^2} \quad [\text{kG}] \quad [1]$$

Stałą grawitacji  $k$  zmierzono posługując się wagą Jolly'ego, która jest zwykłą wagą analityczną o długich ramionach. Na jednej szalce tej wagi kładzie się kulę ołowianą o masie  $m$ , którą równoważy się odważnikiem na szalce drugiej. Po podstawieniu pod kulę dużej kuli ołowianej o dużej masie  $m_0$  okazuje się, że trzeba dla utrzymania równowagi dodać ciężarek  $Q$  do odważnika, równy sile przyciągania się obu kul. Mając daną siłę  $Q$ , masy  $m$  i  $m_0$  i odległość  $r$  środków obu kul, znajduje się stałą  $k$ . Wynosi ona

$$k = -Q \frac{r^2}{mm} = 6,62 \cdot 10^{-5} \left[ \frac{\text{cm}}{\text{sek}^2 \cdot \text{kg}} \right] \quad [2]$$

Na powierzchni ziemi odległość masy  $m$  od środka ziemi równa się promieniowi kuli ziemskiej  $r = R = 6370$  km, a siłą przyciągania jest ciężar  $Q$  masy  $m$  — stąd po wprowadzeniu stałej ciężenia ziemskiego  $K$  otrzymuje się

$$Q = -k \frac{m_0 m}{R^2} = -K \frac{m}{R^2} = -mg$$

czyli

$$K = g \cdot R^2 = 398,5 \cdot 10^3 \quad [\text{km}^3/\text{sek}^2] \quad [3]$$

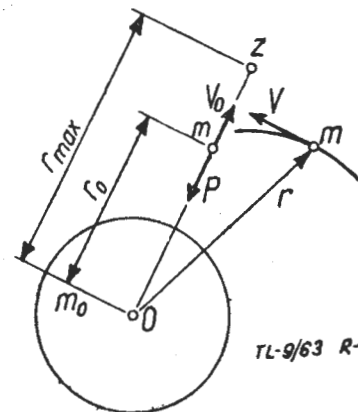
Stała  $K$  zawiera masę ziemi  $m_0$ . Znając  $k$  i  $K$  można obliczyć masę  $m_0$

$$m_0 = \frac{K}{k} = 6,03 \cdot 10^{24} \quad \text{kG}$$

Dzieląc masę ziemi przez jej objętość  $V = 1,083 \cdot 10^{24} \text{ dm}^3$ , otrzymuje się średnią gęstość  $\rho = 5,54 \text{ kG/dm}^3$ , większą od gęstości skał.

### 2. Ruch środkowy grawitacyjny

Ruch masy  $m$ , na którą działają tylko siły przyciągania, nazywa się ruchem grawitacyjnym. Jeżeli na masę  $m$  działa siła  $P$  przechodząca stale przez jeden punkt  $O$  (rys. 1), to ruch pod działaniem takiej siły jest ruchem środkowym, a punkt  $O$  nazywa się środkiem ruchu.



Rys. 1. Ruch środkowy prosto- i krzywoliniowy

Ruch grawitacyjny w przestrzeni kosmicznej nie jest ruchem środkowym (centralnym), ponieważ na daną masę  $m$  działają siły grawitacyjne od więcej niż jednego ciała niebieskiego. Przytoczone rozważania ograniczone są do

ruchu masy  $m$ , na którą działa tylko siła przyciągania ziemskiego. Z równań [3] otrzymuje się

$$g = -\frac{K}{r^2} \quad [4]$$

gdzie  $g$  oznacza przyspieszenie ziemskie w odległości  $r$  od środka ziemi.

Obszar, w którym w każdym punkcie działa określona siła, nazywa się polem sił. Pole takie posiada potencjał, jeżeli wielkość pracy określona jest również w każdym punkcie pola sił. Potencjał w polu ciężkości nazywa się potencjałem Newtona. Przedstawia on pracę, jaką siła grawitacyjna  $P$  wykonała, sprowadzając masę  $m$  z nieskończoności do danego punktu. Praca zamienia się na energię kinetyczną masy  $m$ , nadając jej prędkość  $v$ . Wielkość pracy jaką w danym polu może być jeszcze wykonana, stanowi energię potencjalną  $U$ . W ten sposób potencjał  $\Phi$  rośnie w kierunku działania siły  $P$ , natomiast energia potencjalna  $U$  maleje o tę samą wielkość pracy ( $\Delta\Phi = -\Delta U$ ).

Przy przemieszczeniu się masy  $m$  (rys. 1) z odległości  $r_0$  do  $r$  zostaje wykonana praca równa różnicy potencjałów

$$\Phi - \Phi_0 = Km \left( \frac{1}{r} - \frac{1}{r_0} \right) = U_0 - U = \frac{1}{2} m (v^2 - v_0^2) \quad [5]$$

Pole ciężkości ziemskiej oprócz tego, że ma potencjał  $\Phi$ , jest jeszcze polem środkowym, gdyż z powodu bliskości ziemi pomija się przyciąganie od innych ciał niebieskich. W ruchu środkowym przyspieszenie przechodzi stale przez punkt  $O$  i względem tego punktu jego moment równa się stale zeru. Wynika z tego, że moment prędkości  $v$ , czyli prędkość polowa  $c$  jest wektorowo stała. Znaczący to, że nie tylko moduł (wielkość), ale również kierunek momentu wektora  $v$  względem punktu  $O$  jest niezmienny. Dlatego też wektor  $v$  musi stale leżeć w płaszczyźnie prostopadłej do wektora  $c$ . Innymi słowy — ruch środkowy odbywa się zawsze w jednej płaszczyźnie.

Skoro  $c = \text{const}$ , to albo stale  $c = 0$ , albo stale  $c \neq 0$ . W pierwszym przypadku prędkość  $v$  musi stale przechodzić przez środek ruchu  $O$ , w drugim zaś przypadku nigdy nie może przez niego przechodzić. Gdy  $c = 0$ , to ruch środkowy jest ruchem prostoliniowym, zaś dla  $c \neq 0$  ruch ten jest krzywoliniowy, płaski.

Po uproszczeniu wzoru [5] przez masę otrzymujemy

$$v = \pm \sqrt{2 \frac{K}{r} + (v_0^2 - 2 \frac{K}{r_0})} = \pm \sqrt{2 \frac{K}{r} + W_0} \quad [6]$$

gdzie znaki (+) i (−) oznaczają okrążenie środka ruchu  $O$  w prawo lub w lewo, albo w ruchu prostoliniowym — ruch od lub do środka  $O$ . Wielkość  $W_0$  jest podwojoną sumą energii kinetycznej i potencjalnej w położeniu początkowym jednostki masy. Jak widać z tego wzoru, prędkość  $v$  ma wielkość rzeczywistą dla każdej wielkości  $r$ , o ile  $W_0 \geq 0$ . Energię  $W_0$  nazwano energią kosmiczną, ponieważ jej wielkość nie mniejsza od zera wystarcza, aby ruch odbywał się do nieskończoności. Dla  $r = \infty$  jest bowiem

$$v_\infty = \sqrt{W_0} \quad [6a]$$

Jeśli jednak  $W_0 < 0$ , to odległość  $r$  jest ograniczona do wielkości  $r_{max} = OZ$ , gdzie  $Z$  oznacza punkt zwrotny w ruchu prostoliniowym (rys. 1). Masa  $m$ , oddalając się od punktu  $O$ , ma prędkość dodatnią malejącą do zera w punkcie  $Z$ , a następnie otrzymuje coraz większą prędkość ujemną, spadając na ziemię.

Początkową energię potencjalną ( $-2 \frac{K}{r_0}$ ) można wyrazić za pomocą energii kinetycznej i napisać

$$W_0 = v_0^2 - 2 \frac{K}{r_0} = v_0^2 - 2v_1^2 = v_0^2 - v_2^2$$

gdzie

$$v_1 = \frac{K}{r_0} \quad \text{zaś} \quad v_2 = v_1 \sqrt{2} \quad [7]$$

Prędkość  $v_1$  na powierzchni ziemi, gdzie  $r_0 = R$ , wynika ze wzoru 7

$$v_1 = \sqrt{\frac{K}{r_0}} = \sqrt{\frac{gR^2}{R}} = \sqrt{g \cdot R} = \sqrt{\frac{9,81}{1000} \cdot 6370} = 7,9 \text{ km/sek.}$$

Prędkość  $v_0 = v_1$  nazywa się pierwszą prędkością kosmiczną, bo wystarcza ona, aby ruch grawitacyjny odbywał się po kole o promieniu  $r = r_0$ . Wówczas bowiem siła grawitacyjna  $P$  równa się sile dośrodkowej

$$P = -K \frac{m}{r_0^2} = -m \frac{v_0^2}{r_0}, \quad \text{skąd} \quad v_0^2 = \frac{K}{r_0} = v_1^2 \quad [8]$$

W przypadku  $W_0 < 0$  prędkość  $v = 0$  dla  $r = r_{max}$

$$0 = \frac{2K}{r_{max}} + v_0^2 - v_2^2, \quad \text{czyli} \quad r_{max} = \frac{2K}{v_2^2 - v_0^2} \quad [9]$$

Jeżeli więc  $v_0 = v_2$ , to  $r_{max} = \infty$ . Z tego powodu prędkość  $v_2$  nazwano drugą prędkością kosmiczną. Prędkość ta na powierzchni ziemi, gdzie  $r = R$ , oraz ze wzoru [4]  $K = gR^2$ , wynosi

$$v_0 = v_2, R = \sqrt{2 \frac{K}{R}} = \sqrt{2gR} = \sqrt{2 \frac{9,81}{1000} \cdot 6370} = 11,2 \text{ km/sek} \quad [10]$$

Prędkość  $v_{2,R}$  ma więc taką wielkość, jaką osiąga masa  $m$  spadająca w próżni przy stałym  $g$  z wysokości  $h = R$ . Widać więc, że problem, czy ruch środkowy grawitacyjny rozciąga się do nieskończoności, czy nie, zależy tylko od tego, czy prędkość początkowa  $v_0$  w chwili  $t = t_0$  jest większa lub mniejsza od  $v_2$ . Natomiast problem, czy ruch ten odbywa się po prostej przechodzącej przez środek  $O$ , czy też po krzywej płaskiej nie przechodzącej przez środek  $O$ , zależy tylko od tego czy  $c = 0$  czy też  $c \neq 0$ .

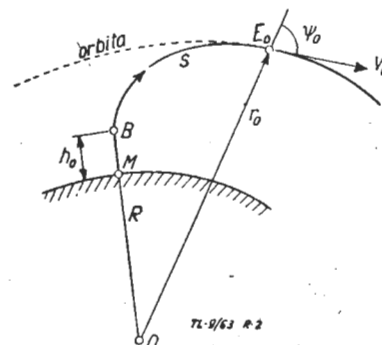
### 3. Wprowadzenie sputnika na orbitę

Orbitą nazywa się tor krzywoliniowy płaski masy  $m$  wykonującej ruch grawitacyjny. Aby masa  $m$  stała się satelitą ziemskim, czyli krótko sputnikiem, musi ona w chwili  $t$  zostać umieszczona na orbicie w odległości  $r_0$  od środka Ziemi, posiadać odpowiednią prędkość początkową  $v_0$  i odpowiedni kierunek określony kątem  $\psi_0$  (rys. 2) zawartym między prędkością  $v_0$  styczną do orbity w punkcie początkowym  $E_0$  i promieniem  $r_0$ . Wielkości  $r_0$ ,  $v_0$  i  $\psi_0$  nazywane są warunkami początkowymi, które muszą być spełnione.

Pociski kosmiczne i sztuczne satelity Ziemi, czyli sputniki wyrzuca się z powierzchni Ziemi za pomocą rakiet. Potrzebna do ruchu grawitacyjnego prędkość początkowa  $v_0$  nie może być osiągnięta na powierzchni ziemi z dwóch przyczyn. Po pierwsze — rakieta nie może uzyskać przyspieszenia nieskończenie dużego i potrzebuje pewnej drogi na rozpędzenie się. Po drugie — uzyskanie prędkości rzędu  $v_1$  w warstwie atmosfery jest niemożliwe ze względu na ogromny opór powietrza przy takiej prędkości i nadmierne rozgrzewanie się ciała pędzącego z tak wielką prędkością w ośrodku gazowym, grożące spalaniem.

Wyrzucanie rakiet z pociskami kosmicznymi odbywa się pionowo w górę, aby skrócić drogę przebijania atmosfery. Dopiero na pewnej wysokości  $h_0$  (rys. 2) zakrzywia się tor w płaszczyźnie pionowej, tak, aby w punkcie  $E_0$ , gdzie kończy się napęd rakietowy, tor był styczny do żądanej orbity sputnika. W punkcie  $E_0$  sputnik odłącza się od rakiety i zaczyna się jego ruch grawitacyjny po orbicie.

Aby sobie zdać sprawę z ruchu rakiety należy założyć, że ma ona stałe przyspieszenie styczne do toru  $a_t$ . Do uzyskania prędkości  $v_0 = 8 \text{ km/sek}$  przy wznoszeniu pionowym na wysokość przypuszczalnego perigeum  $h_p = 180 \text{ km}$ , po-



Rys. 2. Tor rakiety  $M-B-E_0$

trzebny jest czas  $t$  i przyspieszenia  $a_t = \text{const}$ , które wynikają z równań

$$v_o = a_t \cdot t; \quad h_p = \frac{1}{2} a_t t^2; \quad v_o = \frac{2 h_p}{t}$$

stąd

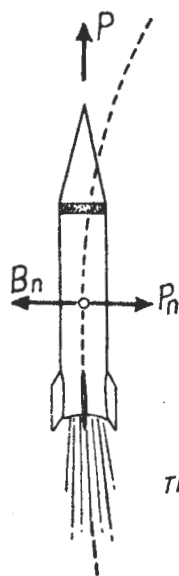
$$t = 2 \frac{180}{8} = 45 \text{ sek}; \quad \text{zaś } a_t = \frac{v_o}{t} = \frac{8000}{45} = 178 \text{ m/sek}^2.$$

Do uzyskania tak znacznego przyspieszenia rzędu 18 g potrzeba by było użycia rakiet o kolosalnej sile napędowej. Z drugiej strony żaden człowiek nie wytrzymałby tak wielkiego przyspieszenia. Dlatego też zakrzywienie toru (rys. 2) i wydłużenie drogi  $s = MBE_o$ , aby móc przy mniejszym przyspieszeniu i w dłuższym czasie wznieść się na wysokość  $h_p$ , pozwala uzyskać pożądaną prędkość  $v_o$ . Dla  $a_t = 6 g$  otrzymuje się

$$t = \frac{v}{a_t} = \frac{8000}{6 \cdot g} = 136 \text{ sek}$$

$$s = \frac{1}{2} 6g t^2 = 29,4 \cdot 18\,550 = 545 \text{ km.}$$

Zakrzywienie toru w punkcie B (rys. 2) wykonuje się za pomocą zdalnie z sterowanych bocznych dysz rakietowych, które mogą wywołać siłę boczną  $P_n$  (rys. 3) i momenty obracające raketę około jej środka mas. W następnej fazie zakrzywienie toru wywołuje siła grawitacyjna  $P = Q$ . Główna dysza rakiety daje napęd w postaci siły  $P$  równoległej do osi rakiety. Styczność tej osi do toru zapewniają stateczniki, na które w warstwie atmosfery działają siły aerodynamiczne podobnie jak w samolocie, w próżni zaś sterują automatycznie tylko dysze boczne.



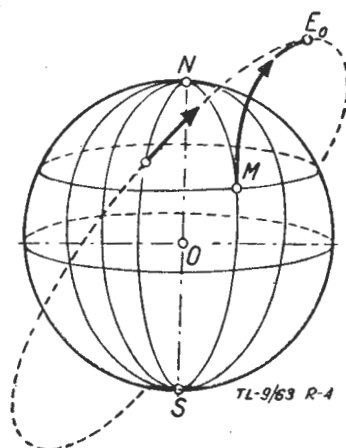
Rys. 3. Siły działające na raketę

Do prowadzenia rakiety w płaszczyźnie pionowej przyszłej orbity sputnika (rys. 4) służą stacje naziemne radiolokacyjne, rozstawione w kierunku ruchu rakiety na długości paruset kilometrów. Stacje te kontrolują prędkość i położenie rakiety przez ciągłe namiary i po natychmiastowych przeliczeniach przez maszyny liczące korygują lot rakiety.

Mimo pionowego startu rakiety jej ruch nie jest pionowy ani względem Ziemi, ani względem gwiazd. Względem Ziemi działa bowiem siła Coriolisa, pod wpływem której rakietę zbacza na zachód. Względem gwiazd rakietę ma prędkość unoszenia  $u = \omega_o R \cos \varphi$ , gdzie  $\varphi$  oznacza szerokość geograficzną w miejscowości M, w której znajduje się wyrzutnia rakiety (rys. 2 i 4), zaś  $\omega_o$  i  $R$  — prędkość kątową obrotu Ziemi około jej osi i promień kuli ziemskiej. Prędkość  $u$  nie jest bagatelna, ponieważ na równiku przekracza prędkość dźwięku w powietrzu i wynosi 462 m/sek. Ze wzrostem wysokości obracające się razem z Ziemią powietrze ma coraz większą prędkość i spycha raketę na wschód, czemu — jak wiadomo — przeciwstawia się siła Coriolisa.

Jeszcze bardziej komplikuje się ruch rakiety po zakrzywieniu toru. Najprościej przedstawia się ten ruch w płaszczyźnie

czyżnie równika, ale wtedy sputnik mógłby być obserwowany tylko w pasie przyrównikowym. Dlatego odchyła się płaszczyznę orbity od płaszczyzny równika o kąt  $\delta > 45^\circ$ . W celu wykorzystania prędkości  $u$  rakietę porusza się w kierunku północno-wschodnim (rys. 4). Po przebyciu

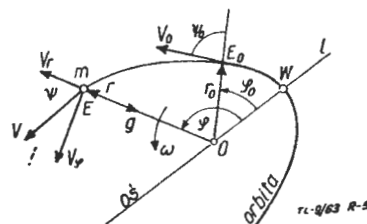


Rys. 4. Droga rakiety  $M-E_o$  i orbita sputnika

drogi po krzywej  $ME_o$  rakietę przestaje działać i sputnik po odłączeniu się od rakiety rozpoczyna swój ruch grawitacyjny, którego opis podany będzie w kolejnym rozdziale.

#### 4. Równanie ruchu środkowego

Do opisanego ruchu grawitacyjnego, który dla  $c \neq 0$  odbywa się po krzywej płaskiej zwanej orbitą, lepiej się nadają współrzędne biegunowe (rys. 5) niż kartezjańskie. Położenie masy ruchomej  $m$  w tych współrzędnych określają promień wodzący  $r = Om = OE$  wychodzący ze środka ruchu  $O$  i argument  $\varphi$ . Kąt  $\varphi$  mierzony jest od osi



Rys. 5. Określenie kątów

orbity  $l$ . Promień  $r$  obraca się z prędkością kątową  $\omega = \dot{\varphi}$ . Składowe prędkości  $v$  w kierunku promienia  $r$  i w kierunku do niego prostopadłym wynoszą

$$v_r = v \cos \psi; \quad v_\varphi = v \sin \psi \quad [11]$$

Stała wielkość prędkości połowej  $c$  wyraża się za pomocą wzorów

$$c = r \cdot v_\varphi = \omega r^2 = r \cdot v \cdot \sin \psi = r_o \cdot v_o \cdot \sin \psi \quad [12]$$

gdzie  $r_o$ ,  $v_o$  i  $\psi$  odpowiadają położeniu początkowemu  $E_o$  (rys. 5). Wykorzystując stałą wielkość  $c$  stosuje się wzory

$$\omega = \frac{c}{r^2} = \dot{\varphi}; \quad v_\varphi = \frac{c}{r}; \quad v_r = \dot{r} = \sqrt{v^2 - \left(\frac{c}{r}\right)^2} \quad [13]$$

Aby punkt o masie  $m$  posiadał prędkości  $v_\varphi$  i  $v_r$  określone równaniami [13] musi poruszać się po krzywej 2 stopnia, której jedno z ognisk znajduje się w środku ruchu  $O$  (dla sputników w środku kuli ziemskiej) opisaną równaniem

$$\frac{1}{r} = \frac{1}{p} (1 + e \cos \varphi) \quad \text{lub} \quad p = r (1 + e \cos \varphi) \quad [14]$$

gdzie

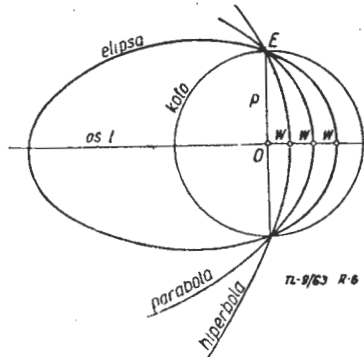
$$p = \frac{c^2}{K} \quad \text{zaś} \quad e^2 - 1 = \left(\frac{c}{K}\right)^2 \cdot W_o \quad [15]$$

co można łatwo sprawdzić\*). W równaniach [14] i [15] będących rozwiązaniem wzoru Bineta\*\*)  $p$  oznacza parametr, od którego zależą rozmiary krzywej toru (orbity),

zaś  $e$  jest mimośrodkowością. Wielkość  $e$  decyduje o rodzaju orbity, którą może być koło, gdy  $e=0$ , elipsa jeśli  $0 < e < 1$ , parabola ( $e=1$ ) lub hiperbola ( $e > 1$ ). Parametr  $p$  równa się promieniowi  $r$  dla  $\varphi = 90^\circ$ . Na rys. 6 pokazane są wszystkie rodzaje orbit mających ten sam parametr  $p$ .

W celu wyznaczenia warunków początkowych równanie [14] pisze się dla chwili  $t = t_0$

$$p = \frac{c^2}{K} r_0 (1 + e \cos \varphi_0) \quad [16]$$



Rys. 6. Rodzaje krzywych przy tym samym parametrze

Po wstawieniu do drugiego równania [15] wielkości  $c$  z równań [12] i wielkości  $W_0$  z równań [7] oraz po podstawieniu

$$\left(\frac{v}{v_1}\right)^2 = v_0^2 \frac{r_0}{K} = \alpha \quad [17]$$

otrzymuje się

$$1 - e^2 = \left(\frac{r \cdot v \cdot \sin \psi_0}{K}\right)^2 \cdot (-W_0) = \frac{v^2}{v_1^4} (2v_1^2 - v^2) \cdot \sin^2 \psi_0.$$

czyli

$$\frac{1 - e^2}{\sin^2 \psi_0} = \alpha (2 - \alpha) = \beta \quad [18]$$

\*) Ponieważ na mocy [13]

$$\frac{dp}{dt} = \omega = \frac{c}{r^3}, \text{ więc } v_r = \dot{r} = \frac{dr}{d\varphi} \frac{d\varphi}{dt} = \frac{c}{r^2} \frac{dr}{d\varphi} = -c \frac{d}{d\varphi} \left(\frac{1}{r}\right)$$

Różniczkując równanie [14] podług  $\varphi$  otrzymuje się

$$v_r = \dot{r} = c \frac{e}{p} \sin \varphi \quad [I]$$

Z drugiej strony ten sam wynik musi się uzyskać z równań [6], [13] i [15].

$$v_r^2 = v^2 - \left(\frac{c}{r}\right)^2 = 2 \frac{K}{r} + W_0 - \left(\frac{c}{r}\right)^2 = 2 \frac{K}{r} - \left(\frac{c}{r}\right)^2 + \left(\frac{K}{c}\right)^2 (e^2 - 1)$$

Równania te muszą spełniać równanie [14] - czyli

$$v_r^2 = 2 \frac{K}{p} (1 + e \cos \varphi) - \left(\frac{c}{p}\right)^2 \cdot (1 + e \cos \varphi)^2 + \left(\frac{K}{c}\right)^2 \cdot (e^2 - 1)$$

Po wyciągnięciu poza nawias wielkości  $(c/p)^2$  otrzymuje się w pierwszym i trzecim wyrazie czynnik  $\left(\frac{Kp}{c^2}\right) = 1$ , wobec czego

$$v_r \frac{c}{p} = \sqrt{2(1 + e \cos \varphi) - (1 + e \cos \varphi)^2 + e - 1}$$

$$\text{skąd } v_r = \frac{c}{p} \sqrt{e^2 (1 - \cos^2 \varphi)} = \frac{c}{p} e \sin \varphi \quad [II]$$

co dowodzi, że równania [14] i [15] spełniają równania [13], co było do udowodnienia.

\*\* Wzór Bineta ma postać

$$g = \frac{K}{r^2} = r - \omega^2 r = -\left(\frac{c}{r}\right)^2 \left[ \frac{d^2}{d\varphi^2} \left(\frac{1}{r}\right) + \frac{1}{r} \right], \text{ skąd } \frac{1}{p} = \frac{K}{c^2} = \frac{d^2}{d\varphi^2} \left(\frac{1}{r}\right) + \frac{1}{r}$$

z równań [18] wynika, że

$$\alpha = 1 \pm \sqrt{1 - \beta} \quad \text{czyli } \beta \leq 1 \quad [19]$$

Aby więc istniało rozwiązanie równania [18] musi być  $\beta \leq 1$ , inaczej ruch sputnika jest niemożliwy. Rodzaj orbity zależy od wielkości  $\alpha$  w wierzchołku  $W$  (rys. 6), gdzie  $r_0 \perp v_0$ . Wówczas dla  $\sin \psi_0 = 1$  orbita jest

kołem,	gdy $e = 0$ czyli	$\alpha = 1$	lub $v = v_1$
elipsa,	" $e < 1$ "	$1 < \alpha < 2$	" $v_1 < v_0 < v_2$
parabola,	" $e = 1$ "	$\alpha = 2$	" $v_0 = v_2$
hiperbola,	" $e > 1$ "	$\alpha > 2$	" $v_0 > v_2$

Ponieważ przy  $v = v_2$  orbita jest parabola, więc prędkość  $v_2 = v_1 \sqrt{2}$  nazwano też prędkością paraboliczną.

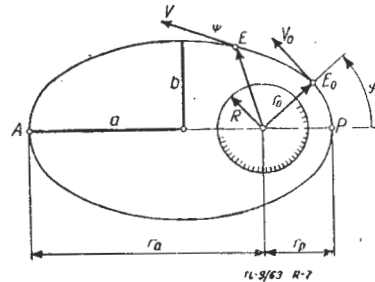
## 5. Ruch po orbicie eliptycznej

Dla sputników miarodajna jest tylko orbita eliptyczna, posiadająca dwa wierzchołki  $P$  i  $A$  (rys. 7). Punkt  $P$ , jako najbliższy Ziemi, nazywa się punktem przyziemnym (perigeum), a punkt  $A$  punktem odziemnym (apogeum). Odległość tych punktów stanowi dużą oś elipsy  $2a$ . Mała półoś elipsy  $b$  zależy od  $e$ , gdyż jak wiadomo z geometrii

$$2a = OP + OA = r_p + r_a; \quad b = a \sqrt{1 - e^2} \quad [20]$$

Wstawiając do równań [14] wielkości  $\varphi = 0$  dla  $P$  i  $\varphi = 180^\circ$  dla  $A$  znajduje się dalsze związki

$$p = r_p (1 + e) = r_a (1 - e) = \frac{b^2}{a} = a(1 - e^2) \quad [21]$$



Rys. 7. Położenie początkowe  $E_0$ , perigeum  $P$  i apogeum  $A$  na orbicie eliptycznej

gdyż

$$r_p = a(1 - e), \text{ zaś } r_a = a(1 + e)$$

po wstawieniu wielkości za  $p$  i  $(1 - e^2)$  z równań [15] otrzymuje się związek

$$a = \frac{p}{1 - e^2} = \frac{K}{-W_0} = \frac{r_0}{2 - \dots} \quad [22]$$

który dowodzi, że duża oś elipsy zależy tylko od wielkości energii kosmicznej  $W_0$ . Znając osie elipsy i jej pole  $S = ab\pi$  można obliczyć czas  $T$  jednego okrążenia Ziemi przez sputnik z równania

$$T = \frac{2S}{c} = 2\pi \frac{ab}{c} = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{c^2}} = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{K}} \quad [23]$$

Jest to znane trzecie prawo Keplera.

W punktach  $P$  i  $A$  jest  $\sin \psi = 1$ , zaś  $r = r_p$  lub  $r = r_a$ . Tam, na mocy równań [12], [16] i [21] otrzymuje się związki

$$c = r_0 v_0 = \sqrt{pK} = \sqrt{r_0 (1 \pm e) r_0 v_0^2} = r_0 v_1 \sqrt{1 \pm e}$$

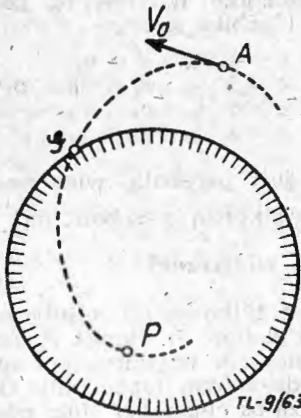
gdzie, zgodnie z równaniami [21], znak  $(+)$  odnosi się do punktu  $P$ , zaś znak  $(-)$  do  $A$ . Po uproszczeniu przez  $r_0$  znajduje się prędkość  $v_0 = v_p$  lub  $v_0 = v_a$ .

$$v_p = v_1 \sqrt{1 + e}, \text{ zaś } v_a = v_1 \sqrt{1 - e} \quad [24]$$

Widać więc, jeżeli  $v_0 > v_1$ , to położeniem początkowym jest perigeum, jeżeli zaś  $v_0 < v_1$ , to znajduje się ono w apogeum. Wówczas jednak perigeum może wystąpić już pod powierzchnią ziemi (rys. 8) i sputnik opadnie (o ile się nie spali) w punkcie  $G$ .

## 6. Założenia do warunków początkowych

Najkorzystniejsze, bo wymagające najmniej energii, jest umieszczenie satelity na orbicie kołowej. Jest to jednak praktycznie niewykonalne ponieważ wymaga uzyskania ściślej wielkości  $v_0 = v_1$  i ściślej prostokątności  $v_0 \perp r_0$ . Nale-



Rys. 8. Przypadek, gdy położenie początkowe staje się apogeum A ( $v_0, v_1$ )

ży więc pogodzić się z góry z tym, że orbita będzie eliptyczna. Zasadniczym założeniem jest odległość perigeum  $r_p = R + h_p$ , gdyż dopiero na wysokości  $h_p > 180$  km można praktycznie zaniedbać opór powietrza. Zależnie od zadań, jakie ma spełnić satelita, wybiera się wielkość  $r_a$ . Z tych założeń wynika nie tylko postać orbity, ale również wielkość  $c = \text{const}$ . Istnieją bowiem związki

$$\left. \begin{aligned} r_p &= R + h_p; r_a > r_p; 2a = r_p + r_a \\ \frac{r_a}{r_p} &= \frac{1+e}{1-e} = n, \text{ skąd } e = \frac{1-n}{1+n}; 1-e^2 = \frac{4n}{(1+n)^2} \\ p &= a(1-e^2); b = a\sqrt{1-e^2}; c = \sqrt{pK} \end{aligned} \right\} [25]$$

Zakładając postać orbity, otrzymuje się ustalone wielkości  $p, e, c, a$  i  $b$  oraz czas  $T$ . Pozostaje jeszcze przyjęcie połączenia cząsteczkowego  $E_d$  (rys. 7), czyli położenie jednej wielkości  $r_0, \varphi_0$  lub  $\psi_0$ , albo co na jedno wychodzi — wielkości  $v_0$  lub  $a$ . Rozpatrzono więc następujące przypadki:

### a. Założona wielkość $r_0$

Przy tym założeniu znana jest prędkość  $v_1 = \sqrt{\frac{K}{r_0}}$ .

Z równania [22] znajduje się  $a = 2 - \frac{r_0}{a}$ , skąd  $v_0 = v_1 \sqrt{a}$

Kąty  $\varphi_0$  i  $\psi_0$  oblicza się z równań [16] i [18] lub [22] za pomocą wzorów.

$$\cos \varphi_0 = \frac{p-r}{r_0 \cdot e}; \sin \psi_0 = \sqrt{\frac{1-e^2}{\beta}} = \sqrt{\frac{p}{a \cdot a}} \quad \text{gdzie } \beta = a(2-a) \quad [26]$$

### b. Założona wielkość $v_0$

W tym przypadku z równań [22] znajduje się

$$\frac{K}{a} = -W_0 = 2 \frac{K}{r_0} - v_0^2, \text{ skąd } \left( \frac{1}{a} + \frac{v_0^2}{K} \right) \cdot r_0 = 2 \quad [27]$$

Po obliczeniu tym wzorem  $r_0$  znane jest  $v_1$  i  $a$ . Kąty  $\varphi_0$  i  $\psi_0$  oblicza się jak w przypadku a.

### c. Założony kąt $\varphi$

Wielkość  $r_0$  oblicza się z równań [16] wzorem

$$r_0 = \frac{p}{1+e \cos \varphi_0} \quad [28]$$

Pozostałe wielkości  $v_1, a, v_d$  i  $\psi_0$  znajduje się jak w przypadku a.

di Założony kąt  $\psi_0$  musi spełniać warunek  $\beta \leq 1$ .

Na mocy [18] i [21] występują związki

$$1 - e^2 = \sin^2 \psi_0 \geq \frac{p}{a} \quad [29]$$

$$\text{Przy } \beta \leq 1 \text{ musi być } \sin^2 \psi_0 \geq \frac{p}{a} \quad [29a]$$

Obliczwszy  $\beta$  z równań [29] oraz  $a$  za pomocą wzoru [19], gdzie znak (+) odnosi się do położenia  $E_0$  bliżej perigeum, a znak (-) do położenia bliższego apogeum, oblicza się  $r_0$  z równania [22] wzorem

$$r_0 = (2-a) \cdot a \quad [22a]$$

Dalsze postępowanie jak w przypadku a.

### e. Założona wielkość $a$

W tym przypadku oblicza się najpierw  $r_0$  wzorem [22a], a pozostałe wielkości jak w przypadku a.

## 7. Wpływ na orbitę zmiany warunków początkowych

W praktyce ani założenia, ani warunki początkowe wynikające z założeń nie są nigdy ściśle zachowane. Aby ocenić wpływ tych odchyłek i błędów w sposób prosty, należy badać funkcje tylko jednej zmiennej wielkości opatrzonej błędem, przy założeniu, że pozostałe dwie wielkości, określające warunki początkowe są ściśle dotrzymywane.

Za wielkość zmienną wybiera się albo stosunek

$$\sqrt{a} = \frac{v_0}{v_1} = 1,1 \ 1,2 \ 1,3 \ \text{ i } \ 0,8$$

albo kąt  $\psi_0$ . Za podstawę do porównywania zmiany orbit posłuży orbita kołowa o promieniu  $r_0 = r_1 = \text{const}$ , dla której  $a = \beta = 1$  oraz

$$\left. \begin{aligned} v_0 = v_{01} &= \sqrt{\frac{K}{r_1}}; c_1 = r_1 v_{01} = r_1 \sqrt{\frac{K}{r_1}} = \sqrt{K r_1} \\ T_1 &= 2\pi \frac{r_1^2}{c_1} = 2\pi \frac{r_1}{v_{01}} = 2\pi \sqrt{\frac{r_1^3}{K}} \end{aligned} \right\} [30]$$

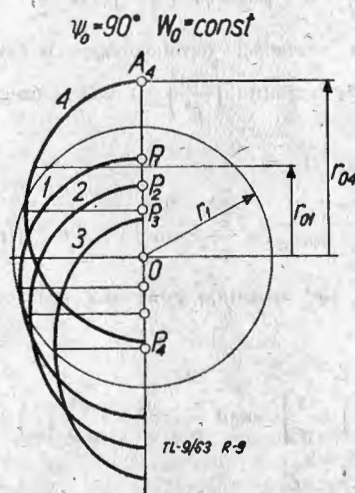
W ten sposób wszystkie długości ( $r_0, p, a$  i  $b$ ) należy odnieść do promienia  $r_1$ , prędkości do  $v_1$ , a prędkość połową  $c$  i czas  $T$  do  $c_1$  i  $T_1$ . Zestawienie badanych funkcji zawiera tabela 1, gdzie również zebrane są odpowiednie wzory. Pierwsze cztery przypadki zawierają funkcje zmiennego  $a$ , ostatni zaś przedstawia funkcję kąta  $\psi$ .

**Przypadek I;** dane są  $W_0 = \text{const}$ , oraz  $\psi_c = 90^\circ$  (rys. 9)

W tym przypadku

$$a = \frac{K}{-W_0} = \frac{r_0}{2-a} \text{ skąd } \frac{r_0}{r_1} = 2-a \quad [31]$$

ponieważ dla  $a=1$  jest  $a=r_1$ .



Rys. 9. Zmiana orbit przy  $W_0 = \text{const}$  i  $\psi_0 = 90^\circ$



Tabela 1

Przyp.	Wartości zmienne	Założone	Obliczone		$1 - c^2$	$\frac{a}{r_1}$	$\frac{p}{r_1}$	$\frac{b}{r_1}$	$\frac{c}{r_1}$
			$\frac{r_0}{r_1}$	$\frac{v_1}{v_{01}}$					
I	$\alpha$	$W_{01}, r_0 \psi_0 = 90^\circ$	$2-\alpha$	$\sqrt{\frac{1}{2-\alpha}}$	$\beta$	1	$\beta$	$\sqrt{\beta}$	$v_{01} \sqrt{\beta}$
II	$\alpha$	$r_0, \psi_0 = 90^\circ$	1	1	$\beta$	$\frac{1}{2-\alpha}$	$\alpha$	$\sqrt{\frac{\alpha}{2-\alpha}}$	$v_{01} \sqrt{\alpha}$
III	$\alpha$	$r_0, \psi_0 = 90^\circ$	$\alpha$	$\frac{1}{\sqrt{\alpha}}$	$\beta$	$\frac{\alpha}{2-\alpha}$	$\alpha^2$	$\alpha \sqrt{\frac{\alpha}{2-\alpha}}$	$v_{01} \alpha$
IV	$\alpha$	$r_0, \psi_0 = 70^\circ$	1	1	$\beta \cdot \sin^2 70^\circ$	$\frac{1}{2-\alpha}$	$\alpha \cdot \sin^2 70^\circ$	$\sqrt{\frac{\alpha}{2-\alpha}} \cdot \sin^2 70^\circ$	$v_{01} \sqrt{\alpha} \sin 70^\circ$
V	$\psi_0$	$r_0, \alpha v_0$	1	1	$\beta \cdot \sin^2 \psi_0$	$\frac{1}{2-\alpha}$	$\alpha \cdot \sin^2 \psi_0$	$\frac{\alpha}{2-\alpha} \sin^2 \psi_0$	$v_{01} \sqrt{\alpha} \sin \psi_0$

Wzory do tabeli 1.

$$v_1 = \sqrt{\frac{K r_1}{r_1 r_0}} = v_{01} \sqrt{\frac{r_1}{r_0}}; \quad v_0 = v_1 \sqrt{\alpha}; \quad \beta = \alpha(2-\alpha); \quad 1 - c^2 = \beta \cdot \sin^2 \psi_0$$

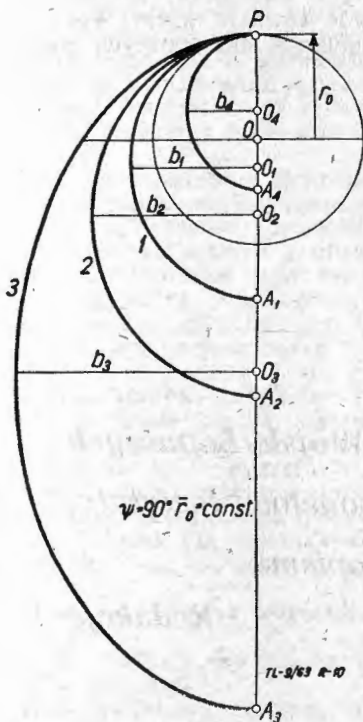
$$a = \frac{K}{-W_0} = \frac{r_0}{2-\alpha} = \frac{r_0}{r_1} \cdot \frac{r_1}{2-\alpha}; \quad p = a(1-c^2); \quad b = a \sqrt{1-c^2}; \quad \frac{1}{e} = \sqrt{\frac{1}{1-\beta \sin^2 \psi_0}}$$

$$c = r_0 v_0 \sin \psi_0 = \frac{r_0}{r_1} r_1 v_{01} \sqrt{\frac{r_1}{r_0}} \alpha \sin \psi_0 = r_1 v_{01} \sqrt{\frac{r_0}{r_1}} \alpha \sin \psi_0; \quad \frac{T}{T_1} = \sqrt{\left(\frac{a}{r_1}\right)^3}$$

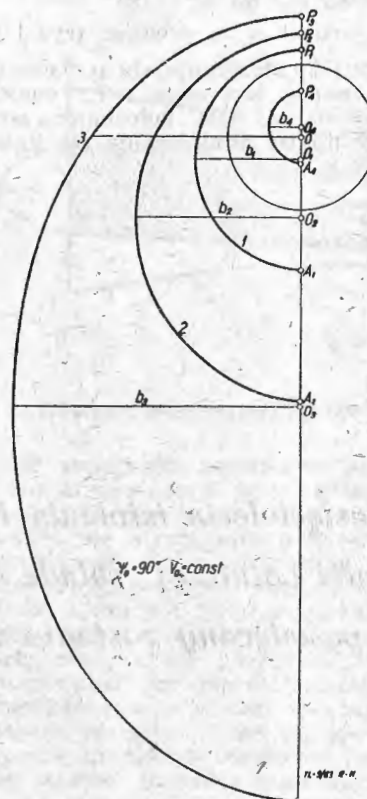
$$\cos \varphi_0 = \frac{1}{e} \left( \frac{p}{r_0} - 1 \right) = \frac{1}{e} (\alpha \sin^2 \psi_0 - 1)$$

Wzory podkreślone nie figurują w zestawieniu.

Duża oś elipsy  $2a = 2r_1 = \text{const}$ , wobec czego  $T = T_1$ . Ze wzrostem  $\alpha > 1$  rośnie  $e$  i maleje  $p$  oraz  $b$  (elipsa się spłaszcza). Maleje również  $r_0 = r_p$ , czyli perigeum przybliża się do środka Ziemi  $O$ . Dla  $\alpha = 2$  otrzymuje się  $p = b = r_p = 0$  i elipsa redukuje się do odcinka prostej  $OA = r_a = r_1$ , ponieważ nie może stać się parabolą ze względu na  $W_\alpha < 0$ . Dla  $\alpha < 1$  położeniem początkowym staje się apogeum  $A$ .

Przypadek II; dane są  $r_0 = \text{const}$ , oraz  $\psi_0 = 90^\circ$  (rys. 10).Rys. 10. Zmiana orbit przy  $r_0 = \text{const}$  i  $\psi_0 = 90^\circ$ 

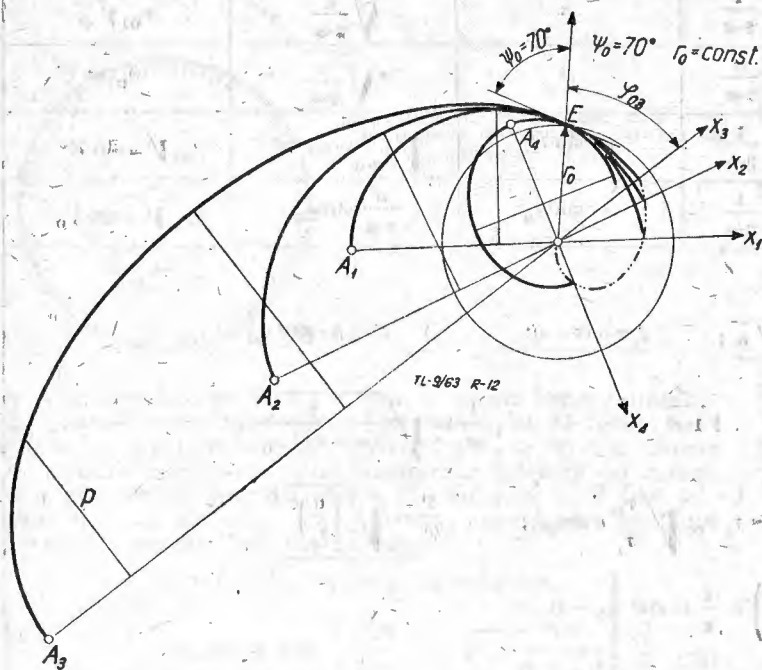
W tym przypadku  $r_0 = r_1 = \text{const}$ . Ze wzrostem  $\alpha > 1$  rosną rozmiary elipsy i rośnie  $e$  (elipsa się wydłuża). Natomiast dla  $\alpha < 1$  elipsa maleje, a położenie początkowe z perigeum przechodzi do apogeum, perigeum zaś zbliża się do środka Ziemi  $O$ .

Przypadek III; dane są  $v_0 = \text{const}$  oraz  $\psi_0 = 90^\circ$  (rys. 11).Tutaj dla  $v_0 = v_1 = \text{const}$ , występuje związekRys. 11. Zmiana orbit przy  $v_0 = \text{const}$  i  $\psi_0 = 90^\circ$

$$v_o = v_1 \sqrt{\alpha} = v_{o1} \sqrt{\frac{r_1}{r_o} \alpha}, \text{ skąd } \frac{r_o}{r_1} = \alpha \quad [32]$$

Ze wzrostem  $\alpha > 1$  rośnie  $r_o = r_D$  i równocześnie rosną wymiary elipsy jeszcze bardziej niż w przypadku II. Dla  $\alpha < 1$  orbita maleje i dla  $\alpha = 0$  redukuje się do punktu.

**Przypadek IV;** dane są  $r_o = \text{const.}$  oraz  $\psi_o = 70^\circ$  (rys. 12).



Rys. 12. Zmiana orbit przy  $r_o = \text{const}$  i  $\psi_o = 70^\circ$

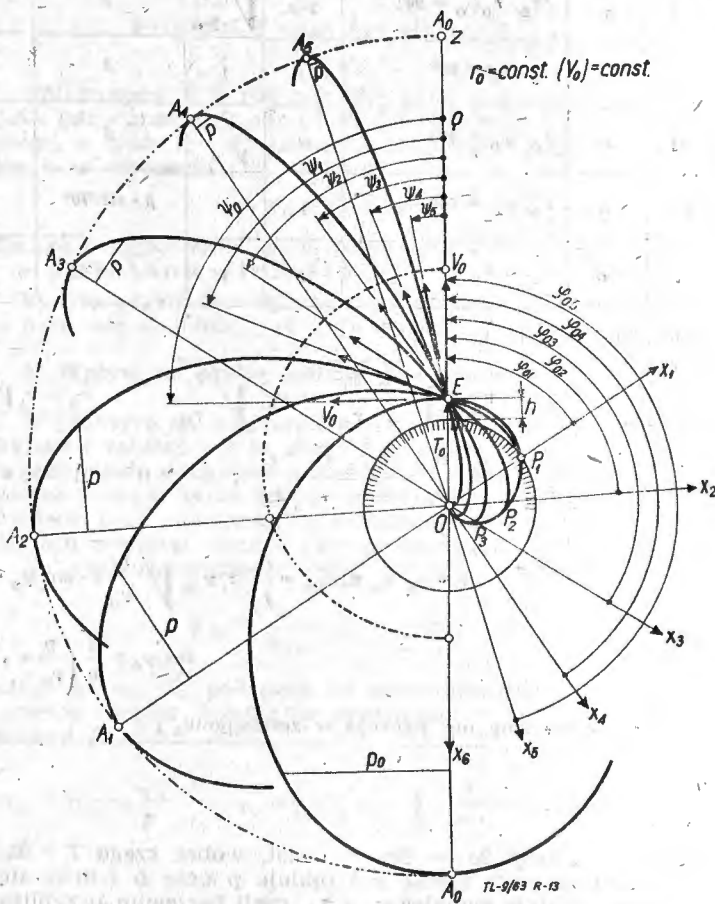
Kąt  $\psi_o$  nie może być spełniony ani dla orbity kołowej, ani dla orbit zbliżonych do koła. Ponieważ  $1 - e^2 \geq \frac{p}{a}$

więc istnieją graniczne wielkości  $\alpha'' > 1$  i  $\alpha' < 1$ , przy których dla  $\alpha' < \alpha < \alpha''$  nie ma rozwiązania. W miarę wzrostu  $\alpha > \alpha''$  rosną wymiary elipsy, chociaż wolniej niż w przypadku poprzednim, ale za to gwałtowniej się wydłużają. Maleje przy tym kąt  $\varphi_o$  od wielkości  $\varphi''$  do  $\varphi_o = 90^\circ - \psi_o$  i oś elipsy się obraca. Natomiast przy zmniejszaniu się  $\alpha < \alpha''$  do zera kąt  $\varphi_o$  rośnie od  $\varphi_o'$  do  $\varphi_o = 180^\circ$ .

**Przypadek V;** dane są  $r_o = \text{const.}$  i  $v_o = \text{const.}$  (rys. 13).

W tym przypadku na mocy [32] otrzymuje się  $\alpha = \text{const.}$ , czyli na mocy [31] duża oś elipsy jest stała i  $T = \text{const.}$  Przy założeniu  $\alpha > 1$  i  $r_o > r_1$  dla  $\psi_o = 90^\circ$  położeniem początkowym jest perigeum. W miarę zmniejszania się kąta

$\psi_o$  maleje  $OP = r_D$ , a rośnie  $OA = r_a$ . Elipsa staje się coraz bardziej wydłużona obraca się, ponieważ kąt  $\varphi_o$  wzrasta od  $\varphi_o = 0$  do  $\varphi_o = 180^\circ$  dla  $\psi_o = 0$ , kiedy elipsa redukuje się do odcinka prostej  $OZ = 2a$ . Punkt Z jest punktem zwrotnym, gdzie prędkość maleje do zera.



Rys. 13. Zmiana orbit przy  $r_o = \text{const}$  i  $v_o = \text{const}$ , ale przy zmienionych kątach  $\psi_o$ .

Inne przypadki nie wnoszą nic nowego. Rysunki od 9 do 13 wystarczająco przedstawiają przebieg zmian ruchu sputnika w zależności od zmian warunków początkowych. Można z nich wypośredkować również wpływ obciążenia błędem wszystkich trzech wielkości określających warunki początkowe.

*Z okazji dziesięciolecia istnienia Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych redakcja „Techniki Lotniczej“ składa serdeczne życzenia personelowi Instytutu. Pracom ITWL poświęcony zostanie zeszyt 11 naszego czasopisma*

*Redakcja*

# O podstawowych właściwościach dwuzespołowych sprężarek lotniczych silników turbinowych

## Streszczenie

We wstępnej części artykułu omówiono zasady pracy sprężarek dwuzespołowych i zalety tych sprężarek w porównaniu ze sprężarkami jednozespołowymi. Przy upraszczających założeniach wyprowadzono wzory przedstawiające przebieg linii pracy na charakterystykach obu zespołów sprężarki i przedyskutowano, w oparciu o wykresy podane przez D. H. Malinsona i W. G. Lewisa, wpływ poszczególnych parametrów na te przebiegi. Przytoczone w artykule dane pozwoliły na przeanalizowanie zagadnienia statecznej pracy sprężarek dwuzespołowych, przy czym zwrócono uwagę na konieczność ich przewymiarowywania i stosowania w niektórych przypadkach mechanizacji zespołu wysokiego ciśnienia, co powoduje, że sprężarki te nie zawsze wykazują wyższość nad sprężarkami jednozespołowymi.

Z teorii silników turbinowych wiadomo, że jakkolwiek spręż nie ma dużego wpływu na ciąg lub moc jednostkową silnika, jednak zależy od niego w dużym stopniu jednostkowe zużycie paliwa. Z analizy obiegu cieplnego turbinowego silnika odrzutowego o maksymalnej temperaturze przed turbiną 1200 °K wynika, że zwiększeniu sprężu z 4:1 do 12:1 towarzyszy w warunkach startowych spadek jednostkowego zużycia paliwa o około 30%, a mianowicie z 1,15 kG/kGh do 0,82 kG/kGh; ciąg jednostkowy wzrasta przy tym tylko z 64 kG/kG/sek do 66 kG/kG/sek. Również w poddźwiękowych warunkach przelotowych (np. lot w stratosferze z prędkością 800 km/h i przy temperaturze przed turbiną 1000 °K) silnik o sprężu 12:1 wykazuje znacznie mniejsze jednostkowe zużycie paliwa — 0,98 kG/kGh w porównaniu z 1,28 kG/kGh w przypadku silnika o sprężu 4:1. Natomiast ciąg jednostkowy kształtuje się w tych warunkach korzystniej dla silnika o sprężu 4:1; wynosi on 46 kG/kG/sek, podczas gdy dla silnika o sprężu 12:1 — 45 kG/kG/sek. W przypadku silników przeznaczonych do poddźwiękowych samolotów o dużym zasięgu zmniejszenie jednostkowego zużycia paliwa, uzyskiwane przez stosowanie dużego sprężu ma decydujące znaczenie, jakkolwiek towarzyszy mu wzrost ciężaru silnika.

Stosowanie dużych wartości sprężu napotyka na poważne trudności związane ze zjawiskiem niestatecznej pracy sprężarki. Sprężarki o wartościach sprężu przekraczających 5,0÷6,0 wymagają dodatkowych urządzeń, jak przedstawialne łopatki wlotowe, zawory upustowe, rampy wlotowe, zapobiegających niestatecznej pracy sprężarki. W sprężarkach o sprężu większym od około 8,0:1 konieczna jest regulacja łopatek kierowniczych szeregu stopni, co znacznie komplikuje konstrukcję sprężarki. Ze względu na wzrost ciężaru unika się obecnie przewymiarowywania sprężarek, tj. zwiększania ich ilości stopni i odsuwania w ten sposób linii pracy na charakterystyce sprężarki od granicy pracy statecznej, natomiast w mniejszych silnikach stosuje się niekiedy sprężarki typu mieszane (sprężarki osiowo-odśrodkowe).

Powyższe trudności doprowadziły do powstania koncepcji sprężarki dwuzespołowej. Koncepcja ta polega na rozdzieleniu wirnika sprężarki na dwa zespoły osadzone na oddzielnych wałach i obracające się z różnymi prędkościami. Sprężarka tego typu po raz pierwszy znalazła zastosowanie na angielskim silniku Bristol „Olympus”; obecnie szereg silników, między innymi silniki dwuprzepływowe, jest wyposażonych w sprężarki dwuzespołowe.

Często można spotkać się z opinią, że sprężarka dwuzespołowa stanowi radykalne rozwiązanie zagadnienia niestatecznej pracy silnika, wywołanej odrywaniem się strumienia na łopatkach sprężarki. Celem niniejszego artykułu jest wykazanie, w oparciu o przedstawione w nim podstawowe właściwości sprężarek dwuzespołowych w układzie silnika turbinowego, dosyć znacznych trudności związanych właśnie ze zjawiskiem niestatecznej pracy tych sprężarek.

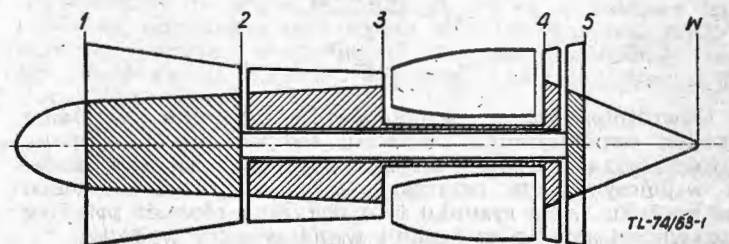
### Wykaz ważniejszych oznaczeń

- $c_a$  — prędkość osiowa powietrza na średnim promieniu  
 $F$  — przekrój  
 $G$  — wydatek powietrza lub gazów

- $g$  — przyspieszenie ziemskie  
 $h$  — rzeczywisty spadek entalpii  
 $k$  — wykładnik izentropy  
 $N$  — moc  
 $n$  — prędkość obrotowa  
 $p$  — ciśnienie całkowite  
 $T$  — bezwzględna temperatura całkowita  
 $u$  — prędkość obwodowa łopatek na średnim promieniu  
 $V$  — prędkość lotu  
 $\gamma$  — ciężar właściwy  
 $\Delta$  — przyrost  
 $\eta$  — sprawność izentropowa  
 $\eta_m$  — sprawność mechaniczna układu sprężarka-turbina  
 $\pi$  — spręż lub stopień rozprężania  
 $\varphi$  — współczynnik wydatku  
 $\Psi$  — współczynnik przyrostu temperatury w stopniu sprężarki

### Wskaźniki

- $n$  — parametry sprowadzone do warunków normalnych  
 $o$  — obliczeniowe warunki pracy  
 $S$  — sprężarka  
 $T$  — turbina  
 $I$  — zespół niskiego ciśnienia  
 $II$  — zespół wysokiego ciśnienia  
 $1, 2.$  — oznaczenia przekrojów silnika według rysunku 1.



Rys. 1

### 1. Wstępne wiadomości na temat sprężarek dwuzespołowych

W przypadku sprężarek jednozespołowych bez mechanizacji występuje przy mniejszych prędkościach obrotowych (rzeczywistych lub sprowadzonych) zjawisko odrywania się strumienia powietrza od łopatek wirnikowych pierwszych stopni oraz dławienie przepływu w ostatnich stopniach sprężarki. Powoduje to spadek sprawności sprężarki i drgania łopatek pierwszych stopni, a w skrajnym przypadku uniemożliwia dalszą pracę silnika. Pogorszenie warunków pracy sprężarki przy mniejszych prędkościach obrotowych jest wywołane zmianą rozkładu osiowej prędkości powietrza wzdłuż sprężarki i ma tym ostrzejszy charakter, im większy jest jej spręż obliczeniowy. Przy zmniejszaniu prędkości obrotowej zmniejsza się, wskutek spadku sprężu, przyrost gęstości powietrza wzdłuż sprężarki,

a tym samym zmniejsza się również różnica prędkości osiowych w przekroju wlotowym i w przekroju wylotowym sprężarki; wiąże się z tym zmiana tzw. współczynnika wydatku, który jest miarą kąta natarcia łopatek w pierwszych i ostatnich stopniach.

Prędkość osiowa powietrza na średnim promieniu łopatki wyraża się następującym wzorem:

$$c_a = \frac{G}{F \gamma} \quad [1]$$

Współczynnik wydatku jest stosunkiem prędkości osiowej powietrza do prędkości obwodowej łopatek na średnim promieniu

$$\varphi = \frac{c_a}{u} = \frac{G}{F \gamma u} \quad [2]$$

Można napisać stosunek współczynnika wydatku w warunkach pozaobliczeniowych do współczynnika wydatku w warunkach obliczeniowych.

$$\frac{\varphi}{\varphi_0} = \frac{\gamma_0}{\gamma} \frac{G}{G_0} \frac{1}{\frac{u}{u_0}} \quad [3]$$

lub

$$\frac{\varphi}{\varphi_0} = \frac{\gamma_0}{\gamma} \frac{G}{G_0} \frac{1}{\frac{n}{n_0}} \quad [3]$$

Przy zmniejszaniu prędkości obrotowej stosunek wydatków  $G/G_0$  maleje szybciej niż stosunek prędkości obrotowych  $n/n_0$ , przy czym spadek stosunku  $G/G_0$  jest tym większy, im większy spręż obliczeniowy. W związku z tym zmniejszanie prędkości obrotowej poniżej wartości obliczeniowej powoduje w pierwszych stopniach sprężarki spadek stosunku współczynników wydatku  $\varphi/\varphi_0$ , ponieważ dla tych stopni  $\gamma_0/\gamma \cong 1$ . Natomiast w ostatnich stopniach, wskutek zwiększającej się wartości stosunku ciężarów właściwych powietrza  $\gamma_0/\gamma$ , współczynnik wydatku rośnie w stosunku do jego wartości obliczeniowej. Przyrost ten jest tym większy, im większy spręż obliczeniowy, gdyż zwiększa się wówczas zakres zmian stosunku  $\gamma_0/\gamma$ .

Spadek współczynnika wydatku oznacza wzrost kąta natarcia łopatek wirnikowych, a tym samym wzrost współczynnika przyrostu temperatury w stopniu, będącego miarą obciążenia stopnia i wyrażającego się następującym wzorem:

$$\psi = \frac{C_p \Delta T_{st}}{\frac{1}{2} u^2}$$

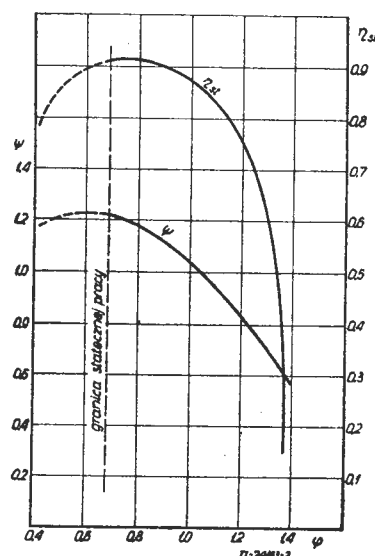
Odwrotnie, wzrost współczynnika wydatku powoduje spadek współczynnika przyrostu temperatury w stopniu. Orientacyjną zależność między współczynnikiem wydatku a współczynnikiem przyrostu temperatury przedstawiono na rysunku 2. Na rysunku tym pokazano również przebieg sprawności stopnia w funkcji współczynnika wydatku.

W związku z powyższym przy zmniejszaniu prędkości obrotowej współczynnik przyrostu temperatury w pierwszych stopniach wzrasta, a w ostatnich — maleje. Prowadzi to do wspomnianego już odrywania się strumienia od łopatek wirnikowych pierwszych stopni i w skrajnym przypadku do niestatecznej pracy tych stopni oraz do dławienia przepływu w ostatnich stopniach sprężarki (patrz rysunek 2).

Również przy zwiększaniu prędkości obrotowej powyżej jej wartości obliczeniowej powstają zaburzenia w pracy pierwszych i ostatnich stopni sprężarki, przy czym zmiana współczynnika wydatku i zmiana współczynnika przyrostu temperatury w tych stopniach mają przebieg odwrotny niż przy zmniejszaniu prędkości obrotowej. Jednak ten zakres warunków pracy sprężarki nie ma większego praktycznego znaczenia.

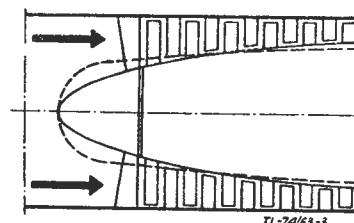
Na przebieg współczynnika wydatku wzdłuż sprężarki w warunkach pozaobliczeniowych można wpływać przez odpowiednie kształtowanie kanału sprężarki. Na rysunku 3

pokazano linią przerywaną kształt kanału zapewniający poprawny przepływ powietrza przy małych prędkościach obrotowych. Natomiast linia ciągła przedstawia kanał zaprojektowany do pracy przy obliczeniowej prędkości obrotowej — przy małych prędkościach obrotowych pierwsze stopnie pracują przy dużych kątach natarcia (przy dużych współczynnikach przyrostu temperatury), w ostatnich zaś



Rys. 2

następuje dławienie przepływu spowodowane zbyt małym przekrojem kanału. Jest rzeczą oczywistą, że przy projektowaniu sprężarki stosuje się rozwiązania kompromisowe, nadając kanałowi kształt pośredni. Jednak w miarę zwiększania sprężu obliczeniowego jest coraz trudniej tak zaprojektować sprężarkę, aby pracowała ona poprawnie zarówno przy małych, jak i obliczeniowych prędkościach obrotowych.



Rys. 3

Jak wynika z przytoczonych rozważań, aby zapewnić poprawną pracę sprężarki w warunkach pozaobliczeniowych, należy zmniejszyć prędkość obrotową pierwszych stopni w stosunku do prędkości obrotowej dalszych stopni, gdyż powoduje to zwiększenie współczynnika wydatku pierwszych stopni; równocześnie należy utrzymać dużą prędkość obrotową ostatnich stopni, unikając w ten sposób dławienia przepływu w tych stopniach. Na taką zmianę stosunku prędkości obrotowych pierwszych i ostatnich stopni pozwala sprężarka dwuzespołowa, dzięki rozdzieleniu wirnika sprężarki na dwa nie związane ze sobą mechanicznie zespoły stopni — na zespół niskiego ciśnienia i zespół wysokiego ciśnienia — napędzane dwoma oddzielnymi turbinami. Zespół niskiego ciśnienia (zwany w artykule również sprężarką niskiego ciśnienia) jest napędzany turbiną niskiego ciśnienia, która znajduje się za turbiną wysokiego ciśnienia, napędzającą zespół (sprężarkę) wysokiego ciśnienia, przy czym wał, łączący zespół niskiego ciśnienia z turbiną niskiego ciśnienia, przechodzi wewnątrz wału przenoszącego napęd na zespół wysokiego ciśnienia (patrz rysunek 1). Zmiana prędkości obrotowej zespołu niskiego ciśnienia w stosunku do prędkości obrotowej zespołu wysokiego ciśnienia przy zmianie warunków pracy silnika odbywa się samoczynnie w wyniku zmian rozdziału obciążenia między zespołami sprężarki oraz między turbinami wysokiego i niskiego ciśnienia.

Przy istnieniu wpływu krytycznego w kierownicach turbin i w dyszy wylotowej o nieregulowanym przekroju ogólny stopień rozprężania w turbinach i rozdział tego stopnia między obu turbinami jest stały, niezależnie od warunków pracy silnika. Ponieważ przy wymienionych założeniach

spadki entalpii w obu turbinach są, praktycznie rzecz biorąc, proporcjonalne do temperatury przed turbiną wysokiego ciśnienia

$$h_{TI} = \text{const } T_4$$

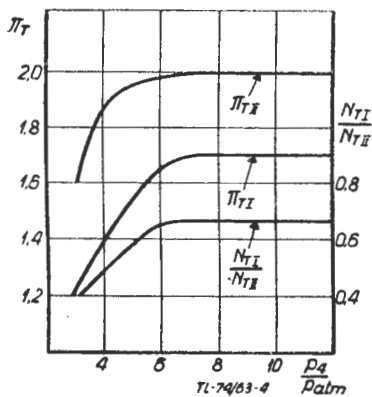
$$h_{TII} = \text{const } T_4$$

stosunek spadku entalpii w turbinie niskiego ciśnienia do spadku entalpii w turbinie wysokiego ciśnienia, a tym samym stosunek mocy obu turbin ma wartość stałą

$$\frac{N_{TI}}{N_{TII}} = \text{const}$$

W związku z tym przy zmianie warunków pracy silnika na warunki podobliczeniowe (w wyniku zmniejszenia rzeczywistych prędkości obrotowych wirników lub zwiększenia temperatury powietrza we wlocie silnika) wzrost współczynnika przyrostu temperatury w pierwszych stopniach sprężarki niskiego ciśnienia, a tym samym wzrost obciążenia tych stopni, powoduje spadek prędkości obrotowej sprężarki niskiego ciśnienia w porównaniu z prędkością obrotową, jaką w tych samych warunkach miałyby sprężarka jednozespolowa. Natomiast na ostatnich stopniach sprężarki wysokiego ciśnienia następuje spadek obciążenia, wskutek czego prędkość obrotowa tej sprężarki wzrasta w porównaniu z prędkością obrotową sprężarki jednozespolowej.

W przypadku zupełnego rozprężania w dyszy silnika, tj. przy stosunku ciśnień w dyszy mniejszym od krytycznego, zmiana ogólnego stopnia rozprężania w turbinach wpływa przede wszystkim na stopień rozprężania w turbinie niskiego ciśnienia. Tłumaczy się to tym, że w kierownicach turbin wpływ krytyczny utrzymuje się w szerszym zakresie warunków pracy niż w dyszy wylotowej, w związku z czym turbina niskiego ciśnienia spełnia w stosunku do turbiny wysokiego ciśnienia tę samą rolę co dysza, w której istnieje krytyczny stosunek ciśnień; dzięki temu turbina wysokiego ciśnienia wykazuje stały stopień rozprężania w szerszym zakresie warunków pracy silnika niż turbina niskiego ciśnienia. Na rysunku 4 [lit. 1] przedstawiono przebieg stopnia rozprężania w turbinie niskiego ciśnienia  $\pi_{TI}$  i w tur-



Rys. 4

binie wysokiego ciśnienia  $\pi_{TII}$  oraz przebieg stosunku mocy obu turbin  $N_{TI}/N_{TII}$ . Z rysunku widać, że w zakresie podkrytycznego stosunku ciśnień w dyszy wylotowej następuje silny spadek stosunku mocy obu turbin, wobec czego przy przejściu na podobliczeniowe warunki pracy silnika spadek prędkości obrotowej sprężarki niskiego ciśnienia i wzrost prędkości obrotowej sprężarki wysokiego ciśnienia (w porównaniu z prędkością obrotową sprężarki jednozespolowej) są jeszcze większe niż w przypadku krytycznego wpływu w dyszy silnika.

Jednak korzyści, jakie daje samoczynna zmiana stosunku prędkości obrotowych obu zespołów przy zmianie warunków pracy silnika, nie mogą być w pełni wykorzystane ze względu na wpływ sprężu zespołu wysokiego ciśnienia na pracę zespołu niskiego ciśnienia, co będzie szczegółowiej wyjaśnione w następnym rozdziale.

Należy jeszcze dodać, że w związku z większym ciśnieniem w przekroju wlotowym sprężarki wysokiego ciśnienia

sprowadzony wydatek powietrza tej sprężarki jest mniejszy, niż sprężarki niskiego ciśnienia, dzięki czemu średnica sprężarki wysokiego ciśnienia może być mniejsza. Poza tym wyższa temperatura w przekroju wlotowym sprężarki wysokiego ciśnienia pozwala na stosowanie, dla założonej dopuszczalnej względnej liczby Macha łopatek wirnikowych, większych prędkości obwodowych, niż w sprężarce niskiego ciśnienia, zgodnie ze wzorem

$$\frac{u_{II}}{u_I} = \frac{D_I}{D_{II}} \sqrt{\frac{T_2}{T_1}} = \frac{D_I}{D_{II}} \sqrt{1 + \frac{\pi_{SI} \frac{k-1}{k} - 1}{\eta_{SI}}}$$

umożliwiająca zmniejszenie ilości stopni tej sprężarki. Zwiększenie prędkości obwodowej łopatek sprężarki wysokiego ciśnienia — przy jej mniejszej na ogół średnicy — pociąga za sobą znaczny wzrost prędkości obrotowej, która jest jednak ograniczona wytrzymałością turbiny wysokiego ciśnienia. Korzystny pod tym względem jest fakt, że wartość wyrażenia  $p/\sqrt{T}$  wzdłuż turbiny wysokiego ciśnienia jest większa niż dla turbiny niskiego ciśnienia. W związku z tym zgodnie z równaniem [lit. 2]:

$$\frac{G u_k^2}{F g} \frac{\gamma_t}{\sigma_{dop}} = \frac{2 p}{\Phi \sqrt{T}} \sqrt{\frac{k g}{R}} Ma \left( 1 + \frac{k-1}{2} Ma \right)^{-\frac{k+1}{2(k-1)}}$$

- gdzie:  $u_k$  — prędkość obwodowa końców łopatek  
 $F$  — przekrój czołowy turbiny  
 $\gamma_t$  — ciężar właściwy materiału łopatek  
 $\sigma_{dop}$  — dopuszczalne naprężenia od sił odśrodkowych  
 $\Phi$  — stosunek naprężeń w łopatce zważającej się do naprężeń w łopatce bez przewężenia  
 $R$  — stała gazu  
 $Ma$  — liczba Macha prędkości osiowej w przekroju wylotowym turbiny,

prędkość obwodowa końców łopatek turbiny wysokiego ciśnienia może być zwiększona, gdy inne czynniki są stałe, w porównaniu z prędkością obwodową łopatek turbiny niskiego ciśnienia. W przypadku niechłodzonych łopatek turbiny wysokiego ciśnienia naprężenia dopuszczalne są mniejsze niż dla łopatek turbiny niskiego ciśnienia i wówczas wzrost prędkości obwodowej turbiny wysokiego ciśnienia nie może być duży.

Jak już wspomniano, przeważnie stosuje się mniejszą średnicę sprężarki wysokiego ciśnienia, co jest korzystne ze względu na ciężar silnika i możliwość zwiększenia długości łopatek ostatnich stopni. Ujemny wpływ zmniejszonej średnicy na pracę ostatnich stopni — wyrażający się spadkiem obciążenia tych stopni wskutek wzrostu współczynnika wydatku w warunkach podobliczeniowych — nie jest duży dzięki większej prędkości obrotowej sprężarki wysokiego ciśnienia.

## 2. Przebieg linii pracy na charakterystykach obu zespołów sprężarki

Tendencje w przebiegu linii pracy na charakterystykach sprężarek dwuzespołowych nie są tak wyraźne, jak w przypadku sprężarek jednozespolowych. Wynika to ze skomplikowanych zależności między parametrami obu zespołów sprężarki a parametrami turbin i innych zespołów silnika.

Poniżej zostanie podana uproszczona analiza współpracy zespołów sprężarki z turbinami, co pozwoli na pokazanie ogólnego charakteru przebiegu linii pracy w postaci zależności wydatku i sprężu dla obu zespołów. W tym celu należy założyć wpływ krytyczny w kierownicach obu turbin i w dyszy wylotowej silnika oraz stały przekrój dyszy.

Zależność wydatku i sprężu zostanie najpierw wyprowadzona dla zespołu wysokiego ciśnienia.

Z założenia wpływu krytycznego w kierownicy turbiny wysokiego ciśnienia wynika:

$$\frac{G_T \sqrt{T_4}}{p_4} = \text{const} \quad [4]$$

Ponieważ wydatek czynnika przez sprężarkę równa się wydatkowi czynnika przez turbinę — przy założeniu, że wydatek paliwa jest zrównoważony upustem powietrza — można napisać:

$$\frac{G\sqrt{T_2}}{p_2} = \frac{G\sqrt{T_4}}{p_4} \frac{\sqrt{T_2}}{\sqrt{T_4}} \frac{p_4}{p_2} \quad [5]$$

Podstawiając do zależności [5] wyrażenie

$$\frac{p_4}{p_2} = \pi_{SII} \sigma_K$$

i przyjmując, że współczynnik zachowania ciśnienia całkowitego w komorze spalania  $\sigma_K$  jest stały, otrzymuje się przy uwzględnieniu równania [4]

$$\frac{G\sqrt{T_2}}{p_2} = \frac{G\sqrt{T_4}}{p_4} \pi_{SII} \sigma_K \frac{\sqrt{T_2}}{\sqrt{T_4}} = C \pi_{SII} \frac{\sqrt{T_2}}{\sqrt{T_4}} \quad [6]$$

Z równowagi pracy sprężarki i turbiny wynika:

$$T_2 \frac{\pi_{SII}^{\frac{k-1}{k}} - 1}{\eta_{SII}} = \Delta T_{TII} \eta_{mII} \quad [7]$$

Ponieważ założono wypływ krytyczny w dyszy silnika, można wykorzystać zależność

$$\Delta T_{TII} = \text{const } T_4 \quad [8]$$

która jest słuszna również w przypadku spadku stosunku ciśnień w dyszy poniżej wartości krytycznej lub w przypadku zmiany przekroju dyszy, o ile wypływ w kierownicy turbiny niskiego ciśnienia jest krytyczny lub zbliżony do krytycznego.

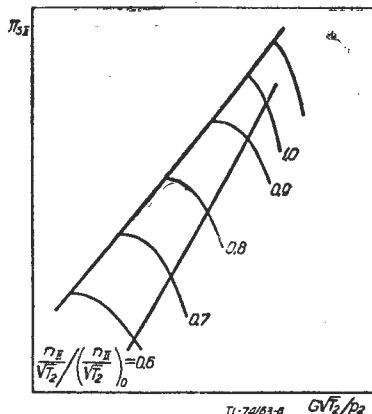
Z równań [6], [7] i [8] otrzymuje się ostatecznie:

$$\frac{G\sqrt{T_2}}{p_2} = C_{II} \pi_{SII} \sqrt{\frac{\eta_{SII}}{\pi_{SII}^{\frac{k-1}{k}} - 1}} \quad [9]$$

Jest to równanie linii pracy na charakterystyce zespołu wysokiego ciśnienia, przy czym stałą  $C_{II}$  można wyznaczyć z obliczeniowych warunków pracy. Równanie [9] niczym nie różni się od równania linii pracy dla sprężarki jednozespolowej przy krytycznym wypływie w turbinie i dyszy, w związku z czym na przebieg linii pracy sprężarki wysokiego ciśnienia wpływa, podobnie jak w przypadku sprężarki jednozespolowej, wartość sprężu obliczeniowego. Wpływ ten jest jednak mniejszy, dzięki samoczynnej regulacji sprężarki dwuzespolowej.

Przykładowy przebieg linii pracy na charakterystyce sprężarki wysokiego ciśnienia o sprężu obliczeniowym 4:1 przedstawiono na rysunku 5.

Warunki współpracy sprężarki i turbiny niskiego ciśnienia różnią się tym od warunków współpracy sprężarki i turbiny wysokiego ciśnienia, że całkowite ciśnienie przed turbiną niskiego ciśnienia zależy jeszcze dodatkowo od sprężu zespołu wysokiego ciśnienia; poza tym, gdy stosunek



Rys. 5.

ciśnien w dyszy silnika jest mniejszy od krytycznego lub gdy przekrój dyszy jest zmienny, warunki pracy turbiny niskiego ciśnienia mogą zmieniać się w szerokich granicach.

Podobnie jak w poprzednim przypadku, można napisać następujące równanie wydatku czynnika przez sprężarkę i turbinę:

$$\frac{G\sqrt{T_1}}{p_1} = \frac{G\sqrt{T_5}}{p_5} \frac{p_5}{p_1} \frac{\sqrt{T_1}}{\sqrt{T_5}}$$

Uwzględniając poniższą zależność

$$\frac{p_5}{p_1} = \pi_{SI} \pi_{SII} \sigma_K$$

i zakładając wypływ krytyczny w kierownicy turbiny niskiego ciśnienia, otrzymuje się:

$$\frac{G\sqrt{T_1}}{p_1} = C \pi_{SI} \pi_{SII} \sqrt{\frac{T_1}{T_5}} \quad [10]$$

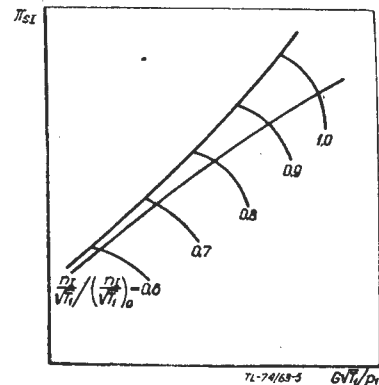
Z równowagi pracy sprężarki i turbiny i z założenia wypływu krytycznego w dyszy wylotowej wynika:

$$T_1 \frac{\pi_{SI}^{\frac{k-1}{k}} - 1}{\eta_{SI}} = \text{const } T_5 \quad [11]$$

Z równań [10] i [11] otrzymuje się równanie linii pracy na charakterystyce zespołu niskiego ciśnienia:

$$\frac{G\sqrt{T_1}}{p_1} = C_I \pi_{SI} \pi_{SII} \sqrt{\frac{\eta_{SI}}{\pi_{SI}^{\frac{k-1}{k}} - 1}} \quad [12]$$

Z równania [12] widać, że na przebieg linii pracy zespołu niskiego ciśnienia dodatkowo wpływ wywiera przebieg sprężu zespołu wysokiego ciśnienia. Przejście na podobliczeniowe warunki pracy silnika powoduje spadek sprężu zespołu niskiego ciśnienia i zespołu wysokiego ciśnienia, co pociąga za sobą, zgodnie z równaniem [12], większy spadek wydatku powietrza przez sprężarkę niskiego ciśnienia, a tym samym większy spadek współczynnika wydatku w pierwszych stopniach tej sprężarki niż by to miało miejsce w przypadku sprężarki jednozespolowej o podobnym sprężu obliczeniowym. Niezależnie więc od małego sprężu zespołu niskiego ciśnienia, linia pracy na charakterystyce będzie zbliżać się, przy zmniejszaniu prędkości obrotowej, do granicy statecznej pracy (rysunek 6).



Rys. 6

Przy dalszym zmniejszaniu prędkości obrotowej linia pracy zaczyna oddalać się od granicy statecznej pracy, ponieważ sprężu zespołu wysokiego ciśnienia staje się, łagodniejszy.

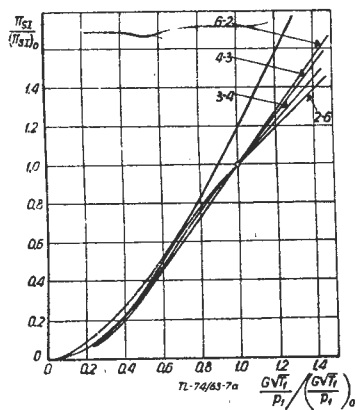
Jest rzeczą oczywistą, że w związku z samoczynną regulacją sprężarki dwuzespolowej spadek — w podobliczeniowych warunkach pracy — współczynnika wydatku w pierwszych stopniach zespołu niskiego ciśnienia (i towarzyszący mu wzrost kątów natarcia łopatek tych stopni) nie występuje w tak silnym stopniu, jak w sprężarce jednozespolowej o dużym sprężu obliczeniowym.

### 3. Wpływ różnych parametrów na przebieg linii pracy

Przebieg linii pracy na charakterystykach obu zespołów sprężarki ma istotne znaczenie ze względu na zachowanie się tych zespołów, a tym samym całego silnika, w pozaobliczeniowych warunkach pracy. W związku z możliwością wystąpienia zjawiska niestatecznej pracy od przebiegu linii pracy zależy trwałość silnika i bezpieczeństwo jego eksploatacji, skąd wynika konieczność znajomości wpływu różnych parametrów na ten przebieg.

Spośród nich duże znaczenie ma podział pracy, a tym samym podział sprężu między oba zespoły sprężarki. Rozważania na temat wpływu podziału sprężu na przebieg linii pracy przeprowadzili D. H. Mallinson i W. G. Lewis [lit. 3]. Rozpatrzyli oni cztery sprężarki o następujących wartościach sprężu zespołów niskiego i wysokiego ciśnienia, odpowiednio: 6:1 i 2:1 (skrótowe oznaczenie sprężarki 6-2), 4:1 i 3:1 (4-3), 3:1 i 4:1 (3-4) oraz 2:1 i 6:1 (2-6). Ponieważ chodziło tylko o uzyskanie porównawczych przebiegów linii pracy, posługiwano się we wstępnej analizie uproszczonymi charakterystykami sprężarek; założono mianowicie poziomy przebieg linii stałych prędkości obrotowych, stałą sprawność izentropową wynoszącą 80% i proporcjonalność przyrostu temperatury do kwadratu prędkości obrotowej. To ostatnie założenie pozwoliło na zastąpienie charakterystyk turbin pojedynczymi krzywymi; wybrano przy tym typowe krzywe dla turbiny jednostopniowej i dla turbiny dwustopniowej oraz założono stałą izentropową sprawność turbin 87÷88%. Aby można było zdecydować, kiedy posługiwać się charakterystyką odnoszącą się do turbiny jednostopniowej, a kiedy — charakterystyką odnoszącą się do turbiny dwustopniowej, ustalono w sposób dosyć dowolny pewną graniczną wartość stosunku spadku temperatury w turbinie do temperatury przed turbiną, a mianowicie wartość 0,15. Dla przyjętej maksymalnej temperatury obiegu  $T_4 = 1173 \text{ K}$  daje to dla sprężarki 6-2 jednostopniową turbinę wysokiego ciśnienia i dwustopniową turbinę niskiego ciśnienia, dla sprężarki 4-3 dwustopniową turbinę wysokiego ciśnienia i dwustopniową turbinę niskiego ciśnienia oraz dla sprężarek 3-4 i 2-6 dwustopniową turbinę wysokiego ciśnienia i jednostopniową turbinę niskiego ciśnienia.

W wyniku przeprowadzonych obliczeń otrzymano przebiegi linii pracy dla rozpatrywanych sprężarek — w warunkach stoiskowych i przy stałym przekroju dyszy wlotowej — i przedstawiono je na rysunkach 7a i 7b. Linie od-



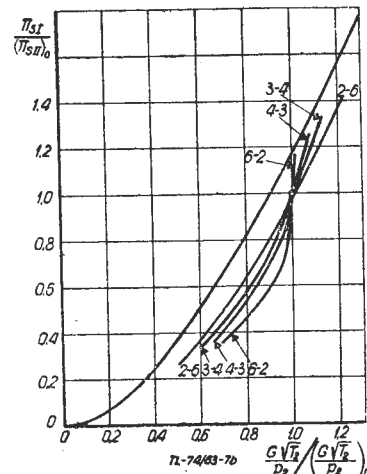
Rys. 7a

niesienia na przytoczonych wykresach są przybliżeniem granicy statecznej pracy sprężarki, jakkolwiek przebieg tej granicy może zmieniać się w zależności od sprężu obliczeniowego. W danym przypadku linie odniesienia są przybliżeniem granicy statecznej pracy sprężarki o sprężu około 4:1, w szczególności w podobliczeniowych warunkach pracy.

W przypadku zespołu niskiego ciśnienia linie pracy dla wszystkich czterech wartości sprężu wykazują przy zmniejszaniu prędkości obrotowej tendencję zbliżania się do granicy statecznej pracy (podobnie jak na rysunku 6). Najmniej wyraźnie zaznacza się to dla sprężu 6:1, najbardziej — dla sprężu 2:1.

Jeżeli chodzi o zespół wysokiego ciśnienia, to również i w tym przypadku spręż obliczeniowy wywiera pewien wpływ na przebieg linii pracy. Zespół wysokiego ciśnienia o sprężu 6:1 charakteryzuje się linią pracy przebiegającą prawie równoległe do krzywej odniesienia, podczas gdy li-

nia pracy zespołu o sprężu 2:1 ma kształt przypominający zniekształconą literę S, przy czym w warunkach nadobliczeniowych przebiega ona prawie pionowo, zbliżając się do granicy pracy statecznej. Linie pracy dla pozostałych wartości sprężu leżą między obu opisanymi liniami.



Rys. 7b

Z powyższej analizy widać, że najkorzystniejszymi sprężarkami są sprężarki 4—3 i 3—4, przy czym sprężarka 3—4, będąc równorzędna pod względem przebiegu linii pracy, ma tę wyższość nad sprężarką 4—3, że spręż zespołu niskiego ciśnienia ma mniejszą wartość i dzięki temu napędzająca ten zespół turbina może składać się tylko z jednego stopnia.

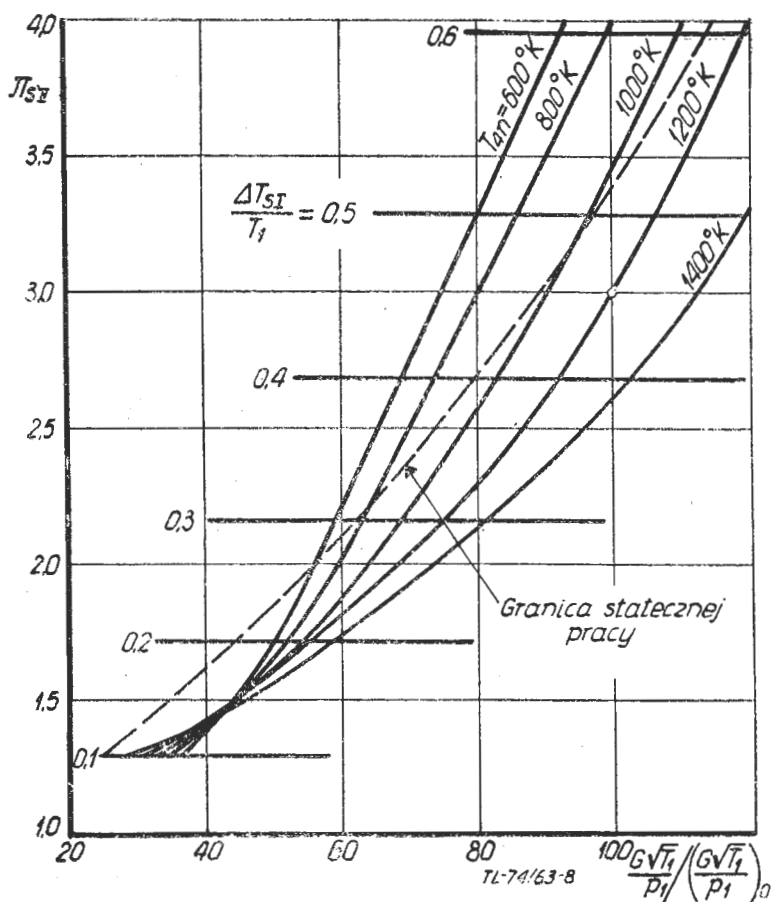
Również przekrój dyszy wylotowej wywiera wpływ na przebieg linii pracy — wpływ ten jest szczególnie duży w przypadku charakterystyki zespołu niskiego ciśnienia. Ponieważ zmiana przekroju dyszy wylotowej pozostaje w ścisłym związku ze zmianą temperatury przed turbiną  $T_4$ , oba te parametry zostaną omówione wspólnie, przy czym wykorzysta się wyniki analizy przeprowadzonej przez Mallinsona i Lewisa za pomocą opisaną poprzednio uproszczonej metody.

Przebieg linii pracy dla stałych wartości sprowadzonej temperatury przed turbiną  $T_{4n}$  i dla stałych wartości przekroju dyszy wylotowej  $F_w$  na charakterystyce zespołu niskiego ciśnienia przedstawiono na rysunkach 8 i 9. Wykreślone dodatkowo na tych rysunkach linie stałych wartości  $\Delta T_{S1}/T_1$  są równocześnie liniami stałych wartości  $n^2/T_1$ , co wynika z założenia, że przyrost temperatury w sprężarce zmienia się proporcjonalnie do kwadratu prędkości obrotowej.

Z rysunku 8 widać, że linie stałych wartości temperatury  $T_{4n}$  przecinają się w punkcie odpowiadającym sprężowi około 1,4:1. Powyżej tego sprężu temperatura  $T_{4n}$  wzrasta ze wzrostem wydatku powietrza przy stałej prędkości obrotowej zespołu niskiego ciśnienia (tj. przy stałej wartości  $\Delta T_{S1}/T_1$ ), czyli ma miejsce zjawisko odwrotne niż w przypadku sprężarki jednozespolowej.

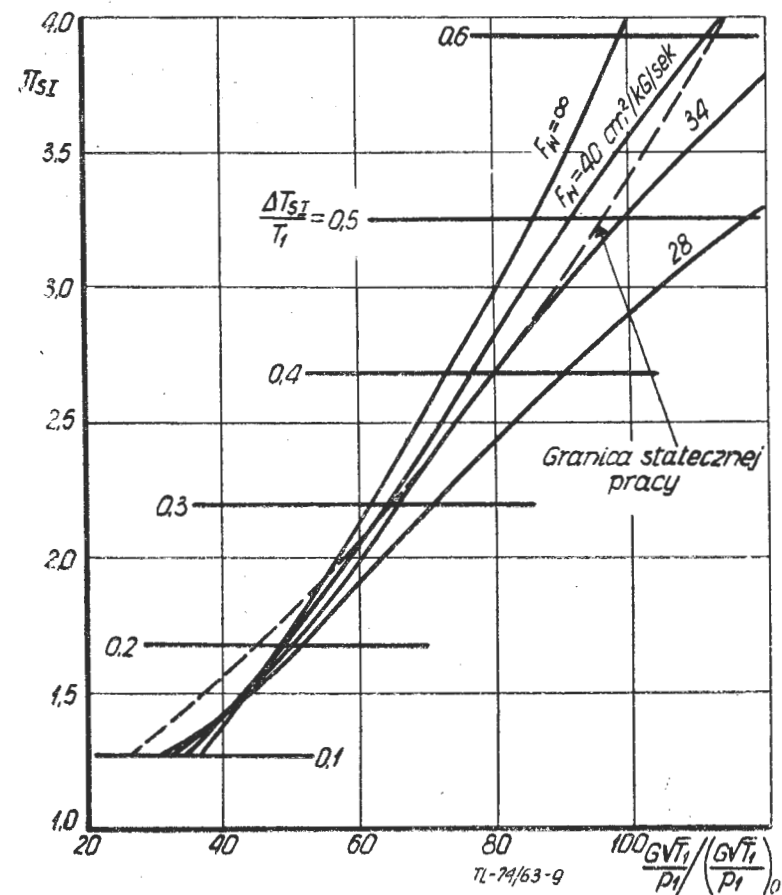
Przedstawione na rysunku 9 linie pracy odnoszą się do następujących wartości jednostkowego przekroju dyszy wylotowej, tj. przekroju przypadającego na 1 kG obliczeniowego wydatku powietrza: 28, 34 i 40  $\text{cm}^2/\text{kG}/\text{sek}$  oraz do przekroju nieskończonego. Linia odpowiadająca nieskończonemu przekrojowi leży prawie w całości w obszarze niestatecznej pracy zespołu niskiego ciśnienia; określa ona warunki pracy silnika charakteryzujące się tym, że energia czynnika roboczego wystarcza jedynie do napędu sprężarek bez możliwości wytworzenia ciągu lub mocy na wale. Również w przypadku przekroju dyszy 40  $\text{cm}^2/\text{kG}/\text{sek}$  linia pracy leży na znacznej swej długości w obszarze niestatecznej pracy. Pozostałe linie pracy mają bardziej korzystny przebieg, za wyjątkiem krótkiego odcinka linii odpowiadającej przekrojowi 34  $\text{cm}^2/\text{kG}/\text{sek}$  (jest to przekrój o 13% większy od obliczeniowego), który w zakresie sprężu od 2,3:1 do 2,9:1 pokrywa się z granicą statecznej pracy. Przy sprężu 1,46:1 wszystkie linie przecinają się. Widać więc, że zmiana przekroju dyszy wylotowej wpływa bardzo silnie na przebieg linii pracy oraz że kierunek tego wpływu jest przeciwny niż w przypadku sprężarki jednozespolowej.

Opisane powyżej oddziaływanie zmian przekroju dyszy wylotowej — i równocześnie zmian temperatury przed tur-



Rys. 8

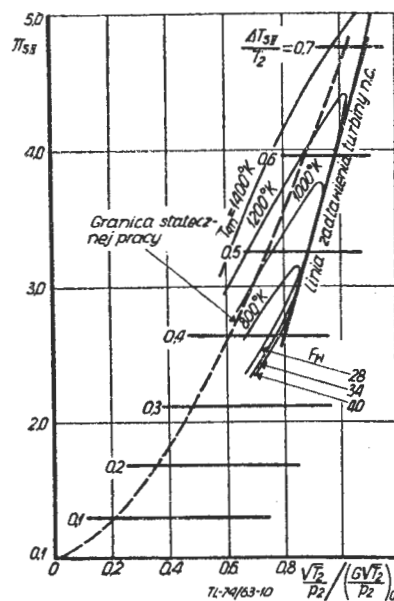
biną — można wytłumaczyć w następujący sposób: jeżeli na przykład przy zmniejszaniu przekroju dyszy utrzymuje się stałą prędkość obrotową zespołu niskiego ciśnienia, temperatura  $T_{4n}$  musi wzrastać (w związku ze wzrostem ciś-



Rys. 9

nienia za turbiną niskiego ciśnienia), co powoduje wzrost prędkości obrotowej zespołu wysokiego ciśnienia, a tym samym wzrost wydatku powietrza. Wskutek tego zwiększa się współczynnik wydatku zespołu niskiego ciśnienia, a kąty natarcia łopatek zmniejszają się, w związku z czym punkt pracy przesuwa się na prawo, tj. oddala się od granicy pracy statecznej. Przy utrzymywaniu stałej prędkości obrotowej zespołu wysokiego ciśnienia i przy zmniejszaniu przekroju dyszy następuje spadek prędkości obrotowej zespołu niskiego ciśnienia wskutek zmniejszenia mocy turbiny niskiego ciśnienia, przy czym temperatura  $T_{4n}$  wzrasta. Ponieważ prędkość obrotowa zespołu wysokiego ciśnienia jest stała, wydatek powietrza spada w znacznie mniejszym stopniu niż prędkość obrotowa zespołu niskiego ciśnienia, w związku z czym, podobnie jak w poprzednim przypadku, współczynnik wydatku wzrasta — punkt pracy oddala się od granicy pracy statecznej. Przy zwiększaniu przekroju dyszy lub przy zmniejszaniu temperatury przed turbiną proces przebiega w sposób przeciwny.

Zachowanie się zespołu wysokiego ciśnienia przy zmianach przekroju dyszy i temperatury przed turbiną obrazuje wykres na rysunku 10. Najbardziej charakterystycznym ele-



Rys. 10

mentem tego wykresu jest linia, wzdłuż której pracuje zespół wysokiego ciśnienia, gdy w turbinie niskiego ciśnienia istnieje wypływ krytyczny, i na lewo od której leży obszar pracy silnika (obszar zadławienia turbiny znajduje się po prawej stronie linii). Od granicy zadławienia turbiny niskiego ciśnienia rozchodzą się linie stałych wartości temperatury przed turbiną  $T_{4n}$  i linie stałych wartości przekroju dyszy wylotowej. Jak widać, zmiana położenia linii pracy na charakterystyce zespołu wysokiego ciśnienia pod wpływem zmiany przekroju dyszy wylotowej i związanej z tym zmiany temperatury przed turbiną odbywa się w tym samym kierunku, co w przypadku sprężarki jednozespołowej. Pod względem ilościowym wpływ ten jest jednak mniejszy i dla większych przekrojów dyszy ograniczony linią wypływu krytycznego w turbinie niskiego ciśnienia. Linie pracy dla przekrojów 40 i 34  $\text{cm}^2/\text{kg}/\text{sek}$  pokrywają się na dużych odcinkach z granicą zadławienia turbiny niskiego ciśnienia, linia pracy dla przekroju 28  $\text{cm}^2/\text{kg}/\text{sek}$  leży bardzo blisko tej granicy. Dalsze zmniejszanie przekroju dyszy powoduje odsuwanie linii pracy od granicy zadławienia turbiny, a w kierunku granicy statecznej pracy zespołu wysokiego ciśnienia.

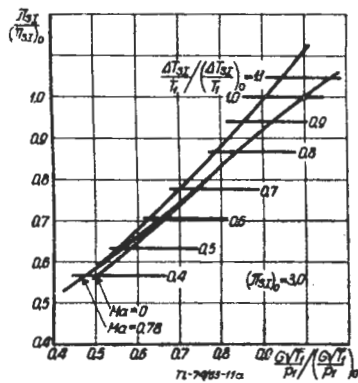
Opisany wpływ przekroju dyszy wylotowej na przebieg linii pracy na charakterystyce zespołu wysokiego ciśnienia tłumaczy się tym, że w przypadku istnienia wypływu krytycznego w turbinie niskiego ciśnienia — spowodowanego zwiększeniem przekroju dyszy wylotowej i związanym z tym wzrostem stopnia rozprężania w turbinach — stopień rozprężania w turbinie wysokiego ciśnienia jest stały; niezależny od przekroju dyszy wylotowej, w związku z czym przekrój dyszy nie wpływa również na zachowanie się sprężarki wysokiego ciśnienia. Przy zmniejszaniu przekroju dyszy wylotowej warunki pracy kierownicy turbiny niskiego ciśnienia stają się podkrytyczne i z tego powodu przekrój wylotowy dyszy zaczyna wywierać wpływ na linię



pracy sprężarki wysokiego ciśnienia: wskutek zmniejszania się stopnia rozprężania w turbinie wysokiego ciśnienia musi wzrastać temperatura przed turbiną — przy stałej prędkości obrotowej zespołu wysokiego ciśnienia — co, jak to widać na rysunku 10, jest równoznaczne z odsuwaniem się punktu pracy od granicy zadławienia turbiny niskiego ciśnienia. Jednak i w tym przypadku wpływ dyszy wylotowej jest mniejszy niż dla sprężarki niskiego ciśnienia lub dla sprężarki jednozespołowej, co wynika z mniejszego wpływu przekroju dyszy na pracę turbiny wysokiego ciśnienia.

Należy dodać, że na granicy zadławienia turbiny niskiego ciśnienia praca zespołu wysokiego ciśnienia przy wzrastającym wydatku powietrza jest niemożliwa bez zwiększenia temperatury przed turbiną  $T_{4n}$ , a tym samym prędkości obrotowej zespołu wysokiego ciśnienia.

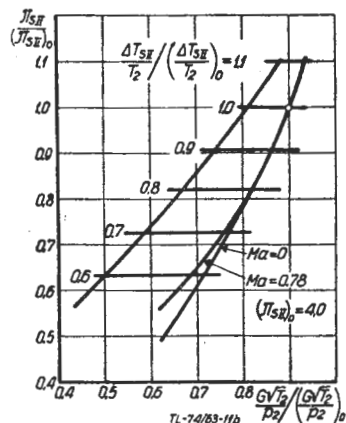
Przeprowadzone powyżej rozważania odnoszą się do stoiskowych warunków pracy silnika, wobec czego pozostaje jeszcze do omówienia wpływ prędkości lotu na przebieg linii pracy na charakterystykach zespołów sprężarki. W przypadku istnienia krytycznego wypływu w dyszy wylotowej zmiana prędkości lotu — wyrażająca się zmianą stosunku ciśnienia całkowitego do ciśnienia statycznego w przekroju wlotowym silnika — nie wpływa na stopień rozprężania w turbinie niskiego ciśnienia, w związku z czym nie wpływa również na pracę zespołu niskiego ciśnienia. Natomiast w podkrytycznym zakresie pracy dyszy wylotowej wzrost prędkości lotu powoduje wzrost ogólnego stopnia rozprężania w silniku, a tym samym stopnia rozprężania w turbinie niskiego ciśnienia. Wzrost stopnia rozprężania w turbinie niskiego ciśnienia oznacza spadek sprowadzonej temperatury  $T_{4n}$  (przy stałej sprowadzonej prędkości obrotowej zespołu niskiego ciśnienia), który powoduje, zgodnie z rozkładem linii stałych temperatur na rysunku 8, przesunięcie punktu pracy na charakterystyce zespołu niskiego ciśnienia w kierunku granicy pracy statecznej. Tak więc w przeciwieństwie do sprężarki jednozespołowej zwiększenie prędkości lotu powoduje zmniejszenie zapasu statecznej pracy zespołu niskiego ciśnienia. Przy pewnej prędkości lotu następuje zadławienie dyszy wylotowej i dalsze zwiększanie prędkości nie powoduje już zmiany przebiegu linii pracy. W punkcie, w którym w warunkach stoiskowych rozpoczyna się w dyszy wypływ krytyczny, linie pracy odpowiadające różnym prędkościom lotu zbiegają się ze sobą, tak że przy większych wartościach sprężu (tj. przy większych sprowadzonych prędkościach obrotowych) istnieje już tylko pojedyncza linia pracy (rysunek 11a).



Rys. 11a

W przypadku zespołu wysokiego ciśnienia zmiana prędkości lotu nie wpływa na przebieg linii pracy nawet wówczas, gdy stosunek ciśnień w dyszy spadnie poniżej wartości krytycznej, o ile tylko istnieje krytyczny stosunek ciśnień w kierownicy turbiny niskiego ciśnienia. Jeżeli natomiast zarówno dysza wylotowa, jak i turbina niskiego ciśnienia pracują w zakresie podkrytycznym, zmiana prędkości lotu powoduje, podobnie jak w przypadku zespołu niskiego ciśnienia, zmianę sprowadzonej temperatury przed turbiną  $T_{4n}$  (przy stałej sprowadzonej prędkości obrotowej zespołu wysokiego ciśnienia), przy czym w związku z rozkładem linii stałych temperatur  $T_{4n}$  na charakterystyce zespołu wysokiego ciśnienia kierunek zmiany położenia punktu pracy jest przeciwny niż na charakterystyce zespołu niskiego ciśnienia, a więc taki sam jak w przypadku sprężarki jednozespołowej. Przebieg linii pracy na charakterystyce zespołu wysokiego ciśnienia przy różnych prędkościach lotu pokazano na rysunku 11b.

Należy zaznaczyć, że gdyby przytoczona w niniejszym rozdziale analiza została przeprowadzona w oparciu o rzeczywiste charakterystyki sprężarek, jej wyniki nie uległyby istotnym zmianom.



Rys. 11b

#### 4. Zagadnienie statecznej pracy sprężarek dwuzespołowych

Przy rozpatrywaniu zagadnienia statecznej pracy sprężarki dwuzespołowej należy brać pod uwagę przebieg linii pracy na charakterystykach obu zespołów sprężarki oraz położenie punktu pracy na tych charakterystykach w zmieniających warunkach lotu.

Przebieg linii pracy i wpływ na ten przebieg różnych czynników omówiono w poprzednich rozdziałach, natomiast położenie punktu pracy na charakterystykach zespołów sprężarki jest uzależnione od przyjętego sposobu regulacji silnika. W silnikach ze sprężarką dwuzespołową stosuje się następujące sposoby regulacji:

- regulację przy stałej rzeczywistej prędkości obrotowej zespołu niskiego ciśnienia;
- regulację przy stałej rzeczywistej prędkości obrotowej zespołu wysokiego ciśnienia;
- regulację przy stałej rzeczywistej temperaturze przed turbiną wysokiego ciśnienia;
- regulację mieszaną, polegającą na tym, że sposób regulacji zmienia się zależnie od warunków lotu.

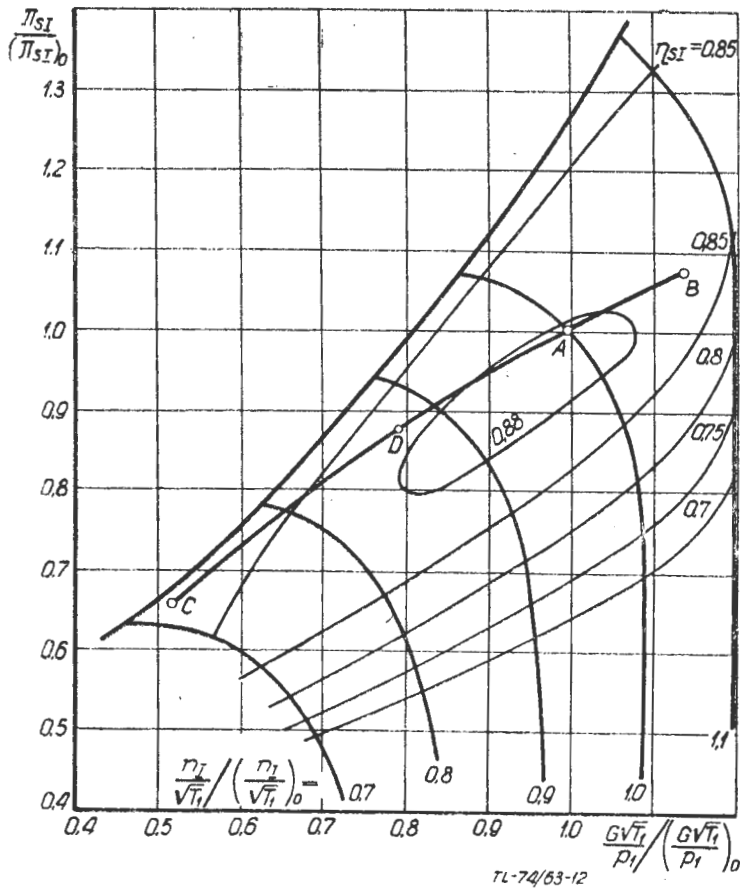
Przy stałej rzeczywistej prędkości obrotowej jednego zespołu zmiana rzeczywistej prędkości obrotowej drugiego zespołu jest uwarunkowana przebiegiem linii pracy na charakterystyce zarówno jednego, jak i drugiego zespołu, tj. zmianą obciążenia obu zespołów przy zmianie sprowadzonych prędkości obrotowych.

Znając przebieg linii pracy, rzeczywiste prędkości obrotowe i temperatury w przekrojach wlotowych obu zespołów, można określić położenie punktu pracy na ich charakterystykach dla różnych warunków lotu.

Należy dodać, że w przypadku zastosowania jednego z dwóch pierwszych sposobów regulacji rzeczywistą temperaturę przed turbiną wysokiego ciśnienia można utrzymywać stałą, jeżeli silnik zostanie zaopatrzony w dyszę wylotową o zmiennym przekroju.

Przebieg linii pracy i położenie punktów pracy na charakterystyce zespołu niskiego ciśnienia, którą przedstawiono na rysunku 12, i na charakterystyce zespołu wysokiego ciśnienia, którą przedstawiono na rysunku 13, wyznaczono przy założeniu stałej rzeczywistej prędkości obrotowej zespołu niskiego ciśnienia i stałej rzeczywistej temperatury przed turbiną [lit. 2]. Punkt A odpowiada warunkom startowym (tj. warunkom obliczeniowym pracy silnika), punkt B — warunkom lotu w stratosferze z prędkością  $Ma = 0,9$  i punkt C — warunkom lotu w stratosferze z prędkością  $Ma = 2,8$ . Na charakterystyce zespołu niskiego ciśnienia zaznaczono dodatkowo punkt D, który odpowiada warunkom lotu przy ziemi z prędkością  $Ma = 1,2$ . Charakterystyki odnoszą się do sprężarki o stosunku obliczeniowego sprężu zespołu niskiego ciśnienia do obliczeniowego sprężu zespołu wysokiego ciśnienia wynoszącym 0,75.

Jak widać z rysunku 12, niebezpieczeństwo niestatecznej pracy zespołu niskiego ciśnienia może zaistnieć przy dużych prędkościach lotu w wyniku spadku sprowadzonej prędkości obrotowej. Zespół niskiego ciśnienia przypomina pod tym względem sprężarkę jednozespołową o dużym sprężu obliczeniowym. Przebieg granicy statecznej pracy wyka-

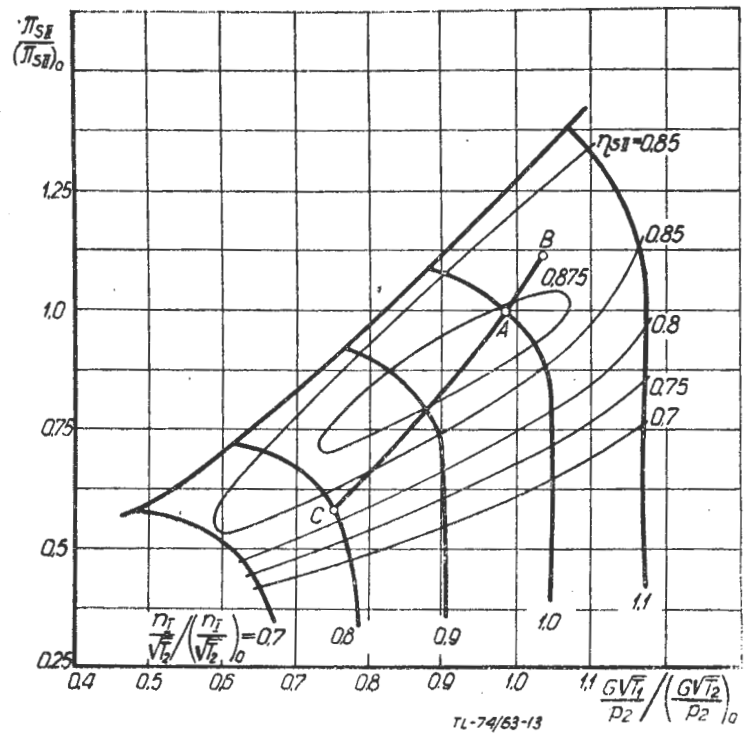


Rys. 12

zuje w danym przypadku większe nachylenie przy dużych prędkościach obrotowych, jednak w niektórych sprężarkach przebieg ten może być inny. Należy również pamiętać, że zaburzenia w rozkładzie prędkości w dyfuzorze wlotowym silnika (spowodowane np. zmianą kąta natarcia dyfuzora) oraz wpływ liczby Reynoldsa na dużych wysokościach lotu przesuwają granicę statecznej pracy na prawo, tj. w kierunku linii pracy. Poza tym, jak wynika z rysunku 8 (rozdział 3), przedstawiającego rozkład linii stałych temperatur przed turbiną na charakterystyce zespołu niskiego ciśnienia, zjawisko niestatecznej pracy zespołu niskiego ciśnienia może wystąpić przy szybkim zmniejszaniu prędkości obrotowej (przy „opóźnianiu” silnika).

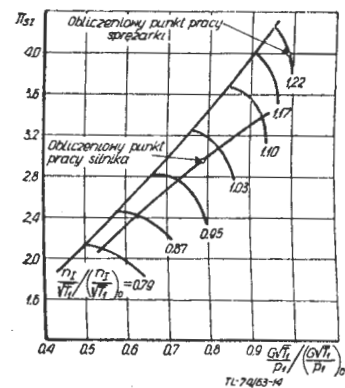
Zespół wysokiego ciśnienia wykazuje pozornie duży zapas statecznej pracy, tym bardziej że zmiana sprowadzonej prędkości obrotowej tego zespołu przy zmianie warunków lotu jest mniejsza niż zespołu niskiego ciśnienia, co wynika ze zmian rzeczywistej prędkości obrotowej zespołu wysokiego ciśnienia. Z rysunku 13 widać, że linia pracy na charakterystyce zespołu zbliża się do granicy pracy statecznej tylko w warunkach lotu na dużej wysokości z małą prędkością, tj. w zakresie dużych sprowadzonych prędkości obrotowych zespołu. Korzystny przebieg linii pracy nie zabezpiecza jednak w pełni statecznej pracy zespołu wysokiego ciśnienia, ponieważ zespół ten wykazuje właściwości wzmacniania wszelkich zaburzeń, powstających w zespole niskiego ciśnienia, jak na przykład wirujące obszary zaburzeń, oraz zaburzeń w dyfuzorze wlotowym silnika; wpływają one na osiągi zespołu i przesuwają na prawo jego granicę statecznej pracy. Również zastosowanie upustu powietrza między zespołem niskiego ciśnienia a zespołem wysokiego ciśnienia wpływa niekorzystnie na pracę tego ostatniego. Zespół wysokiego ciśnienia nie jest natomiast poddany wpływom liczby Reynoldsa, ponieważ gęstość i turbulencja powietrza w tym zespole są stosunkowo duże.

Przytoczone wyżej wady sprężarek dwuzespołowych można częściowo usunąć, pomijając stosowanie mechanizacji, przez odsunięcie linii pracy od granicy pracy statecznej obu zespołów. Przykład charakterystyk zaprojektowanej w ten sposób sprężarki pokazano na rysunku 14. Zespoły tej sprężarki zostały obliczone na sprężę i wydatki większe od wymaganych w silniku. Uzyskano to przez zastosowanie większej ilości stopni i większych przekrojów poprzecznych



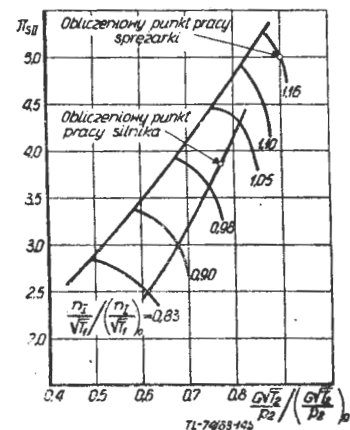
Rys. 13

obu zespołów. Jak widać z rysunku, obliczeniowy punkt pracy silnika leży przy mniejszych prędkościach obrotowych niż punkty obliczeniowe zespołów. Osiąga się dzięki temu również zwiększenie sprawności sprężarki na dużych wysokościach lotu, ponieważ w tych warunkach lotu punkt pracy silnika leży w obszarze większych sprawności obu zespołów niż by to miało miejsce w przypadku sprężarki zaprojektowanej w zwykły sposób.



Rys. 14a

Powyższe uwagi znajdują w pewnym stopniu potwierdzenie w konstrukcjach dwuzespołowych sprężarek współczesnych silników turbinowych. Sprężarki te odznaczają się na ogół dużą ilością stopni obu zespołów w stosunku do ich sprężu obliczeniowego oraz stosowaniem w wielu przypad-

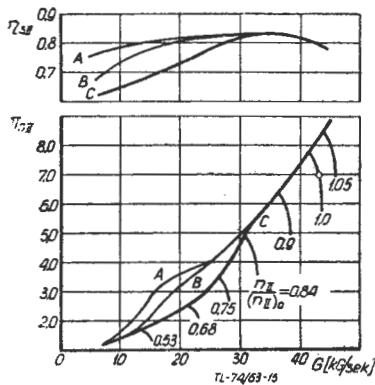


Rys. 14b.

kach mechanizacji zespołu wysokiego ciśnienia, a niekiedy — zespołu niskiego ciśnienia. Można tu wymienić następujące silniki:

— silnik odrzutowy Bristol Siddeley „Olympus” B. Ol.1 z 6-stopniowym zespołem niskiego i 8-stopniowym zespołem wysokiego ciśnienia; spręż ogólny wynosi 9 : 1, podział sprężu między oba zespoły nie jest znany. Nowsza odmiana tego silnika — „Olympus” 201 — ma sprężarkę o zmniejszonej ilości stopni (5 + 7) i o sprężu zwiększonym do 10 : 1, przy czym zespół niskiego ciśnienia jest wyposażony w przestawialne łopatki kierownicy wlotowej;

— silnik dwuprzepływowy Bristol Siddeley BS. 75 ze sprężarką o ilości stopni 3 + 10 i sprężu  $1,85 \times 7,0$ . W zespole wysokiego ciśnienia zastosowano przestawialne łopatki kierownicy wlotowej i kierownicy pierwszego stopnia oraz zawory upustowe na szóstym stopniu. Na rysunku 15 [lit. 4] pokazano przebieg granicy statecznej pracy i przebieg sprawności izentropowej tego zespołu dla trzech przypadków: A — z użyciem przestawialnych łopatek i zaworów upustowych, B — z użyciem tylko przestawialnych łopatek, C — bez użycia przestawialnych łopatek i zaworów upustowych;



Rys. 15

— silnik śmigłowy Rolls-Royce „Tyne” ze sprężarką o ilości stopni 6 + 9 i sprężu  $3,36 \times 4,08$ , przy czym zespół niskiego ciśnienia jest wyposażony w zawory upustowe. W przypadku silników śmigłowych ze sprężarką dwuzespołową stosowanie zaworów upustowych w zespole niskiego ciśnienia jest pożądane ze względu na to, że w czasie podchodzenia do lądowania śmigło (połączone mechanicznie z zespołem niskiego ciśnienia) powinno pracować z dużą prędkością obrotową — nadmiar wydatku przepływającego przez zespół niskiego ciśnienia powietrza musi być wówczas odprowadzany na zewnątrz;

— silnik dwuprzepływowy Rolls-Royce „Conway” RCO12 ze sprężarką o ilości stopni 7 + 9 i sprężu ogólnym 14 : 1; podział sprężu między oba zespoły wynosi w przybliżeniu 3,2 : 1 i 4,5 : 1. Na silniku tym miały miejsce zmęczenia uszkodzenia łopatek przednich stopni zespołu wysokiego ciśnienia, w związku z czym musiano ograniczyć dopuszczalny czas pracy silnika na małej prędkości obrotowej;

— silnik dwuprzepływowy Rolls-Royce RB. 163 „Spey” ze sprężarką o ilości stopni 4 + 12 i sprężu  $2,18 \times 7,67$ . Zespół wysokiego ciśnienia jest wyposażony w przestawialne łopatki kierownicy wlotowej i zawory upustowe na siódmym stopniu. Należy dodać, że w nowszej odmianie silnika „Spey” ilość stopni zespołu niskiego ciśnienia została zwiększona do pięciu;

— silnik odrzutowy Pratt and Whitney J57 ma sprężarkę o ilości stopni 9 + 7 i sprężu ogólnym 12,5 : 1 (podział sprężu między oba zespoły nie jest znany). Zespół wysokiego ciśnienia jest wyposażony w zawory upustowe;

— silnik odrzutowy Pratt and Whitney JT4A, którego sprężarka ma 8 + 7 stopni i spręż ogólny 12 : 1; zespół wysokiego ciśnienia z zaworami upustowymi. Podobną, lecz o większym sprężu (13,2 : 1) sprężarkę ma dwuprzepływowa odmiana tego silnika, a mianowicie silnik JT3D-1.

Większe obciążenia zespołów zastosowano w silniku dwuprzepływowym Pratt and Whitney JT8D — zespół niskiego ciśnienia ma sześć stopni, zespół wysokiego ciśnienia — siedem stopni, spręż ogólny wynosi 15,5 : 1. Należy jednak zaznaczyć, że w czasie prób tego silnika wystąpiły poważne trudności, związane z niestateczną pracą zespołu wysokiego ciśnienia.

## 5. Wnioski końcowe

Biorąc pod uwagę powyższe rozważania nie wydaje się, aby sprężarki dwuzespołowe miały we wszystkich przypadkach zdecydowaną przewagę nad sprężarkami jednozespołowymi.

W związku z wpływem zmian sprężu zespołu wysokiego ciśnienia na przebieg linii pracy na charakterystyce zespołu niskiego ciśnienia przebieg ten jest dosyć niekorzystny i może powodować niestateczną pracę zespołu. Z kolei wszelkie zaburzenia w pracy zespołu niskiego ciśnienia są wzmacniane w zespole wysokiego ciśnienia, obniżając jego osiągi i narażając na niebezpieczeństwo niestatecznej pracy. Poza tym zjawisko niestatecznej pracy może wystąpić w zespole niskiego ciśnienia w czasie „opóźniania” silnika. Ze względu na niebezpieczeństwo niestatecznej pracy stosuje się stosunkowo dużą ilość stopni w obu zespołach sprężarki, poza tym często zachodzi konieczność jej mechanizacji.

Jako poważną zaletę sprężarek dwuzespołowych podaje się ich dużą sprawność w pozaobliczeniowych warunkach pracy. Jednak w rzeczywistości sprawność ta w niektórych zakresach pracy silnika spada dosyć silnie w związku z faktem, że przebieg linii pracy obu zespołów znacznie odbiega od przebiegu linii największych sprawności (jest to dodatkową przyczyną stosowania małych obciążeń zespołów). Natomiast sprężarki jednozespołowe o dużym sprężu są z reguły zmechanizowane, co wybitnie zwiększa ich sprawność w warunkach pozaobliczeniowych (patrz rysunek 15).

Jeżeli uwzględnimy jeszcze bardzo skomplikowaną konstrukcję silników ze sprężarkami dwuzespołowymi, stwarzającą duże trudności związane z łożyskowaniem i zagadnieniem krytycznych prędkości obrotowych i zwiększającą ciężar silnika, korzyści wynikające ze stosowania sprężarek dwuzespołowych mogą okazać się w wielu przypadkach problematyczne.

Obecnie, w budowie sprężarek dwuzespołowych specjalizują się trzy znane wytwórnie silników lotniczych: Bristol Siddeley (silniki dwuprzepływowe), Rolls-Royce i Pratt and Whitney. Natomiast inną wytwórnią o dużym doświadczeniu w dziedzinie silników turbinowych — General Electric — konsekwentnie stosuje, nawet w swych najnowszych konstrukcjach, sprężarki jednozespołowe. Jednym z najbardziej rozpowszechnionych w lotnictwie Stanów Zjednoczonych silników turbinowych, budowanym z licencji również w NRF, we Włoszech i Japonii, jest silnik General Electric J79 (oznaczenie wersji cywilnej CJ805), wyposażony w 17-stopniową sprężarkę o sprężu 13 : 1, z przestawialnymi łopatkami kierownicy wlotowej i sześciu przednich stopni. Silnik ten napędza samoloty F-104, „Hustler”, „Vigilant”, „Phantom”, Convair 880. Dwuprzepływową odmianę silnika J79 — CJ805-23 — zastosowano na pasażerskich samolotach „Coronado” i na jednej z odmian samolotu „Caravelle”. Dla lotnictwa wojskowego jest przeznaczony silnik dwuprzepływowy MF 239C, który również wywodzi się z silnika J79 — ma on 18-stopniową sprężarkę i ciąg około 10 000 kg. Jednozespołową sprężarkę ma mieć również dwuprzepływowy silnik do naddźwiękowych samolotów transportowych. Jeden z nowszych turbinowych silników śmigłowych, General Electric T58, ma jednozespołową, 10-stopniową sprężarkę o sprężu 8,3 : 1 i z przestawialnymi łopatkami czterech przednich kierownic. Inny silnik śmigłowy wytwórni General Electric — silnik T64 o mocy 2700 KM — ma sprężarkę, w której przy 14 stopniach i zastosowaniu przestawialnych łopatek siedmiu przednich kierownic uzyskano spręż 12,6 : 1.

Jak widać z tego krótkiego zestawienia, sprężarki dwuzespołowe nie znalazły dotychczas powszechnego zastosowania w silnikach, gdyż konkurują z nimi skutecznie sprężarki jednozespołowe o dużych sprężach.

## Literatura

1. B. S. Stieczkin i in. — Teoria rieaktywnych dwigatielei, Moskwa 1958.
2. R. O. Bullock, E. I. Prasse — Compressor design requirements, NACA Research Memorandum RM E56 BO3, vol. I, chapter II, 1.8.1956.
3. D. H. Mallinson, W. G. Lewis — Performance calculations for a double-compound turbo-jet engine of 12 : 1 design compressor pressure ratio. Ministry of Supply, Aeronautical Research Council, R. and M. No 2645 Nov. 1947.
4. Das Mantelstromtriebwerk Bristol Siddeley BS.75, Interavia, nr 4/1962.
5. J. Traczyk — Niektóre zagadnienia gazodynamiki przepływu i obliczeń sprężarek dwuzespołowych w silnikach turbinowych. Prace Instytutu Lotnictwa, nr 19, 1963 r.

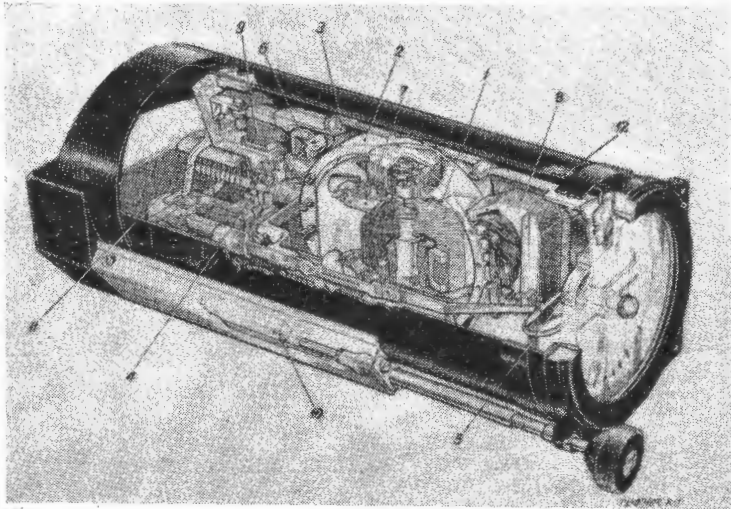
## Farnborough 1962

### Przyrządy i układy giroskopowe

Artykuł zawiera przegląd zasadniczych typów przyrządów i układów giroskopowych oraz stosowanych w ich obwodach elementów automatyki, zaprezentowanych na wystawie lotnictwa brytyjskiego w Farnborough.

#### Sztuczne horyzonty lotnicze

Szeroki asortyment sztucznych horyzontów zaprezentowały stoiska firmy Ferranti (Ferranti Ltd., Aircraft Equipment Dept, Moston, Manchester, 10), która produkuje łącznie około 50 odmian tego rodzaju przyrządów (typy: FH.5; FH.7; FH.8; FH.11; FS.9; FS.25). Są one wykonywane w dwu grupach wymiarowych: 4,5" (114,3 mm) i 3,25" (82,55 mm). Rozwiązania konstrukcyjne wszystkich typów — dzięki zunifikowaniu większości podzespołów i części — są podobne i realizowane według ogólnego schematu, pokazanego na rys. 1 na przykładzie horyzontu FH.7. Wirnik girosilnika, ukształtowany według ogólnie przyjętych dla przyrządów giroskopowych zasad (odwrócenie ról stojana i wirnika — patent Ferranti), zawieszony jest



Rys. 1. Sztuczny horyzont, typ FH.7

na precyzyjnych łożyskach o wysokiej nośności. Sprężynowy docisk górnego łożyska zapewnia kompensację zmian wymiarów w funkcji temperatury. W konstrukcji wirnika nie zastosowano stopów ciężkich dla zmniejszenia wrażliwości przyrządu na wstrząsy. Ramki zawieszania, wykonane w celu usztywnienia konstrukcji (zwiększenie stabilności i odporności na duże przyspieszenia liniowe) z wysokogatunkowej stali, są dokładnie wyważone. Przemieszczaniu ramek po wyłączeniu przyrządu zapobiega prosty elektromagnetyczny układ blokowania, połączony z systemem wskazywania awarii układu zasilającego (chorągiewka ukazująca się na tarczy przyrządu). Układ korekcji kompensujący wpływy: obrotu kuli ziemskiej, przemieszczania samolotu względem ziemi oraz swobodnej precesji giroskopu składa się z przełączników elektrolytycznych i sterowanych nimi silniczków, wytwarzających momenty zewnętrzne. Obwód korekcji przechylenia jest automatycznie wyłączany przy zakrętach samolotu wykonywanych z przechyleniem większym od 10° (lub 7°). W niektórych przyrządach wyłączany jest również obwód korekcji pochylenia przy przyspieszeniach wzdłużnych samolotu, przekraczających 0,12 g (lub 0,18 g). Wciśnięcie gałki umieszczonej na tarczy przyrządu włącza korekcję przyspieszoną. Hermetyczna obudowa jest wypełniona gazem (80% He, 20% N), co podwyższa niezawodność pracy silnika.

#### Dane ogólne:

zasilanie — 115 V, 400 Hz, 3 fazy,  
pobór mocy — przy pracy normalnej 12—15 W, w zależności od typu przyrządu, przy włączeniu szybkiej korekcji 42—75 W w zależności od typu przyrządu,  
kręt — dla przyrządów o średnicy puszki 3,35" (FH.7; FH.11),  $3,2 \cdot 10^6$  gcm<sup>2</sup>/sek, dla przyrządów o średn. puszki 4,5" (FH.5; FH.8),  $6,2 \cdot 10^6$  gcm<sup>2</sup>/sek,  
obroty — 23 000 obr/min,  
zakres wychyleń — pochylenie  $\pm 85^\circ$ , przechylenie  $360^\circ$ ,  
szybkość precesji swobodnej — max. 0,25°/min,  
szybkość korekcji — normalna 2,5—5°/min w zależności od typu przyrządu, przyspieszona 120°/min,  
przyspieszenie wyłączające korekcję poprzeczną — odpowiadające kątowni przechylenia samolotu o 7° lub 10°; wzdłużna — 0,12 g lub 0,18 g w zależności od typu przyrządu;  
dokładność zachowania pionu —  $\pm 0,25^\circ$ .

Większość horyzontów zaopatrzona jest w nadajniki sygnałów wyjściowych na jednej lub obu osiach pomiarowych, pozwalające na przekazanie informacji bądź do repetytorów wskazań, bądź też do odpowiednich kanałów autopilotów. Są to z zasady potencjometry o oporności w granicach 1500 do 2000  $\Omega$  (w zależności od typu przyrządu), różnych kątach nawinięcia (na osi pochylenia od  $\pm 20^\circ$  do  $\pm 85^\circ$ , na osi przechylenia od  $\pm 50^\circ$  do  $\pm 90^\circ$ ), zasilane prądem stałym lub zmiennym. W niektórych typach przyrządów zastosowano do przekazywania sygnałów selsyny transformatorowe. Poszczególne typy przyrządów są ponadto zróżnicowane na wersje użytkowe w zależności od rozmieszczenia znaków skali przechylenia i pochylenia, rodzaju pokrycia znaków (masa zwykła lub fluoryzująca), rodzajów złącz, mocowań itd.

Guidance Technology, Inc. wystawiła miniaturowy sztuczny horyzont przeznaczony dla szybowców i lekkich samolotów (rys. 2). Średnica puszki — 2" (50,8 mm). Wskaźnik stanowi tu powierzchnia kulista związana z ramkami zawieszania przez układ cięgien, zapewniający minimalne błędy przenoszenia ruchu. Skala pochylenia i indeksy pokryte są masą świecąca pod wpływem odpowiedniego zewnętrznego oświetlenia, co zapewnia dobrą widoczność.

W przypadku odcięcia zasilania ukazuje się chorągiewka z napisem „OFF”. Przewidziane jest zasilanie awaryjne z baterii, które zapewnia prawidłową pracę w czasie 4 godzin. Urządzenie nastawcze pozwala ustawić pochylenie za pomocą pokrętła, znajdującego się na przedniej ścianie przyrządu. Wciśnięcie pokrętła powoduje przyspieszoną korekcję położenia giroskopu.

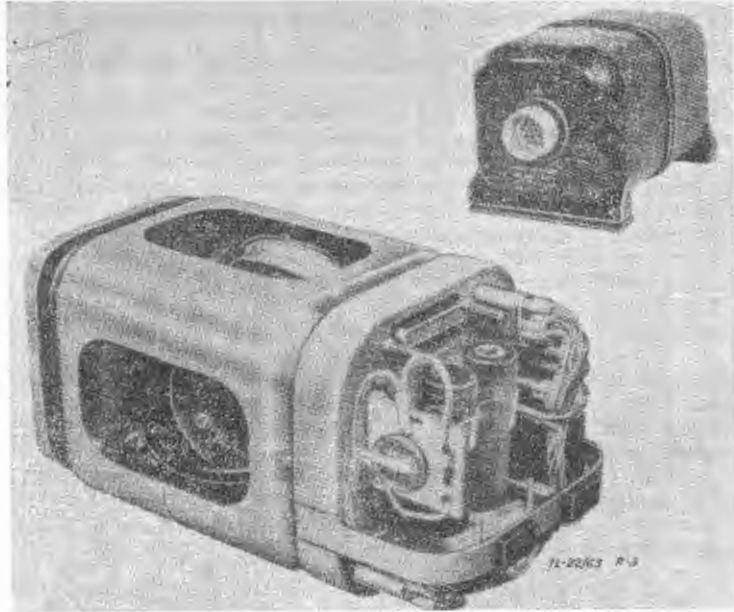


Rys. 2. Miniaturowy sztuczny horyzont, model 2008B-1

**Charakterystyka techniczna:**  
 zasilanie — 115 V, 400 Hz, 1 faza,  
 ciężar — 1,36 kg,  
 zakres wskazań — pochylenie  $\pm 82^\circ$ , przechylenie  $360^\circ$ ,  
 okres gwarancyjny — 1000 godz.,  
 precesja swobodna —  $0,4^\circ/\text{min.}$ ,  
 zakres temperatur pracy —  $-54^\circ\text{C}$  do  $+71^\circ\text{C}$ ,  
 czas powrotu do pionu po wytrąceniu pionowego położenia  
 giroskopu — maksimum 2 min.,  
 normalna szybkość korekcji —  $2^\circ/\text{min.}$ ,  
 dokładność zachowania pionu przez oś główną — minimum  
 $0,25^\circ$ .

Interesujący przyrząd był przedstawiony przez firmę Newmark (Louis Newmark Ltd., Aircraft Division, 80 Gloucester Rd, Croydon). Składa się on zasadniczo z dwóch samodzielnych zespołów:

a) nadajnik „pionu” typ 1372 (rys. 3), zamknięty w hermetycznej obudowie zawiera girosilnik o konwencjonalnej konstrukcji oraz dwa nadawcze selsyny transformatorowe, zamontowane na osiach pochylenia i przechylenia.



Rys. 3. Nadajnik pionu, typ 1372

Sygnaly wyjściowe mogą być przekazane do odpowiednich obwodów autopilota, bądź do specjalnych wskaźników typu 1059 lub 4059. W przyrządzie znajduje się również automat startowy, zapewniający szybkie naprowadzenie ramek w momencie włączania oraz przez pierwsze 20 sek. — naprowadzenie tylko jednej ramki. Po 60 sek. szybkość naprowadzania wynosi  $1^\circ$  na min.

Ponadto przyrząd posiada: układ blokowania działający automatycznie po odłączeniu zasilania, czujnik awarii układu zasilającego przekazujący sygnały do wskaźnika oraz ręczne czujniki pionowego położenia osi głównej i sterowane nimi odpowiednie silniczki korekcyjne.

**Charakterystyka techniczna:**  
 zakres wychyleń — przechylenie  $360^\circ$ , pochylenie  $\pm 82^\circ$ ,  
 zasilanie — girosilnika 200 V, 400 Hz, 3 fazy,  
 selsynów 115 V, 400 Hz, 1 faza,  
 sygnały wyjściowe — selsynów —  $165\text{ mV}/1^\circ$ ,  
 obroty wirnika — 23 000 obr./min.,  
 dokładność zachowania pionu —  $15'$ ,  
 szybkość korekcji — nominalna  $1^\circ/\text{min.}$ ,  
 maksymalna  $12^\circ/\text{min.}$ ,  
 wymiary gabarytowe —  $114 \times 130 \times 240\text{ mm}$ ,  
 ciężar — 3,6 kG,

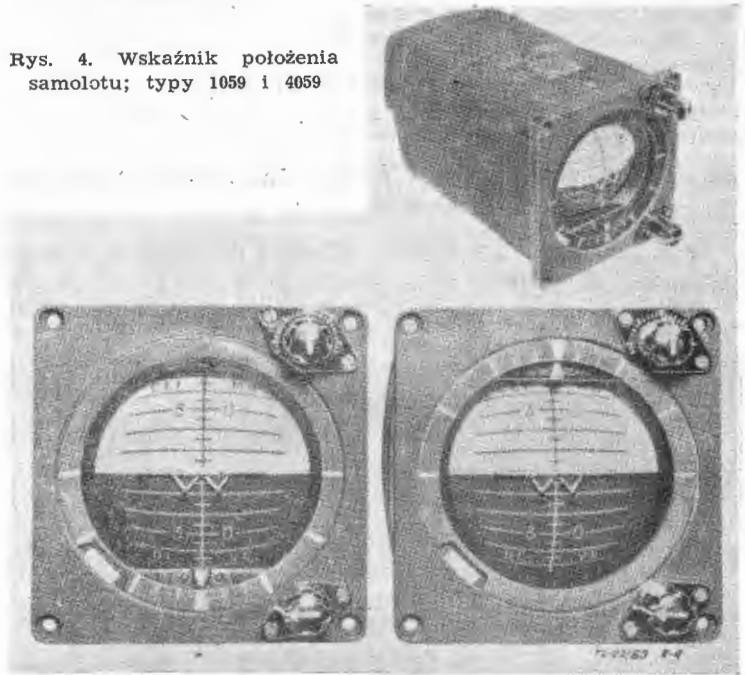
b) wskaźnik położenia, typ 1059 lub 4059, przystosowany jest do pracy z nadajnikiem 1372 lub innym o analogicznych sygnałach wyjściowych. Na skali przyrządu widoczny jest nieruchomy samolocik na tle ruchomej kuli (rys. 4), która może wykonywać pełen obrót względem obu osi. Położenie kuli sterowane jest dwoma identycznymi serwowymechanizmami (w osiach pochylenia i przechylenia), otrzymującymi sygnały z selsynów nadajnika.

W obwód sterowania wchodzi: odbiorcze selsyny transformatorowe, trzystopniowe wzmacniacze tranzystorowe

wykonane na obwodach drukowanych, dwufazowe krótkozwarte silniki wykonawcze oraz technogeneratory sprzężenia zwrotnego.

Modele 1059 i 4059 różnią się sposobem wizualizacji przechylenia (pod lub nad kulą).

Rys. 4. Wskaźnik położenia samolotu; typy 1059 i 4059



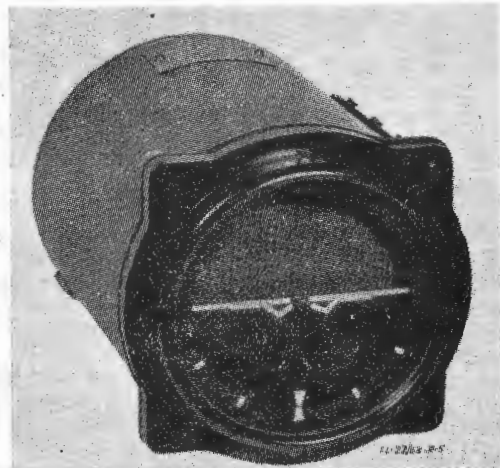
Samolocik można za pomocą pokrętła ustawiać w różnych położeniach względem obu osi.

Oprócz wskaźników położenia, na tarczy przyrządu znajduje się również wskaźnik awarii układu zasilania.

**Charakterystyka techniczna:**  
 zasilanie — 115 V, 400 Hz, 1 faza oraz 28 V prądu stałego,  
 prędkość śledzenia — w osi przechylenia nie mniej niż  $270^\circ/\text{sek.}$ , w osi pochylenia nie mniej niż  $180^\circ/\text{sek.}$ ,  
 wymiary —  $127 \times 127 \times 228\text{ mm}$ ,  
 ciężar — 2,7 kG.

Warto też wspomnieć o wystawionym w stoisku Sperry (Sperry Gyroscope Company Ltd., Great West Rd, Brentford, Middlesex) sztucznym horyzoncie pneumatycznym typu H.L.8 (rys. 5).

Firma Sperry produkuje cały szereg sztucznych horyzontów o napędzie elektrycznym, również eksponowanych na wystawie (H.L.2, H.L.5, H.L.6 i inne) — typ H.L.8



Rys. 5. Sztuczny horyzont pneumatyczny

przeznaczony jest dla samolotów szkolno-treningowych, nie posiadających instalacji elektrycznej.

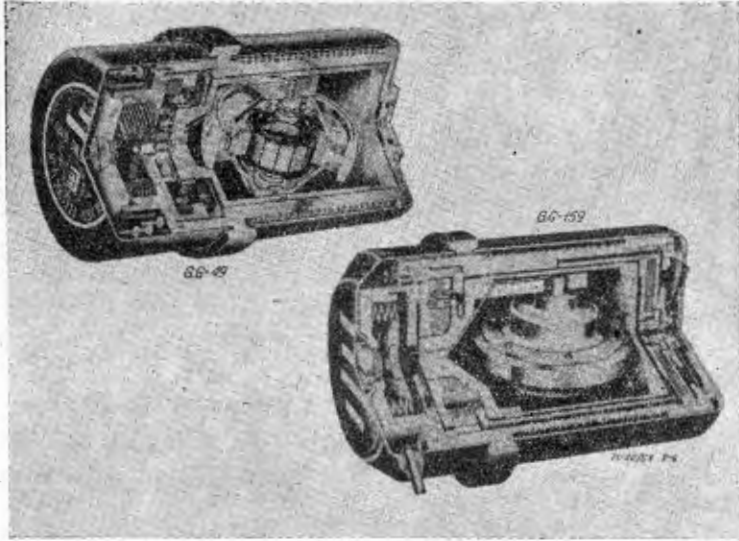
Rozwiązanie girokamery i zawieszenia — konwencjonalne, z korekcją łopatkową i kompensacją termiczną zawiesz. Filtr na wlocie powietrza zabezpiecza układ przed korozją. Okienko w korpusie pozwala na pomiar obrotów wirnika bez demontażu przyrządu. Sztuczny horyzont H.L.8 jest przystosowany do pracy w warunkach tropi-

kalnych. Zmiana smarów w łożyskach wymagana jest po każdym 1000 godz. pracy. Zastosowana jest kompensacja błędów w zakręcie, przeliczona na szybkość zakrętu 180°/min. przy szybkości samolotu ok. 485 km/godz.

Dane techniczne:  
zakres wychyleń — przechylenie 360°, pochylenie  $\pm 170^\circ$ ,  
moment bezwładności silnika — 1,2 gcm<sup>2</sup>,  
obroty — 14 000 do 15 000 obr./min.,  
ciężar — 2,23 kG,  
wymary gabarytowe —  $\varnothing 111 \times 177,8$  mm,  
podciśnienie — 89 mm Hg,  
wydatek powietrza — 0,226 l/min.

#### Elementy układów nawigacji bezwładnościowej i pilotów automatycznych

W stoiskach English Electric Aviation Ltd., pokazane były giroskopy pływające typu GG.49 oraz GG.159 (rys. 6), przeznaczone dla systemów nawigacji bezwładnościowej, centralnie stabilizowanych platform odniesienia itd.



Rys. 6. Giroskopy pływające; typ GG.49 i GG.59

Giroskop GG.49, podobnie jak i inne tego typu przyrządy, posiada wirnik osadzony w cylindrycznej ramce, która z kolei zamontowana jest w hermetycznej obudowie zewnętrznej na łożyskach kamiennych. Przestrzeń między obudową a ramką wypełniona jest płynem dobranym tak, by jego wyporność równoważyła ciężar ramki (odciążenie łożysk — szczególnie istotne w warunkach dużych przeciążeń oraz zmniejszenie momentów tarcia), natomiast lepkość zapewniła właściwe tłumienie. Dla zachowania niezmiennych w funkcji temperatury zewnętrznej właściwości płyn utrzymywany jest w stałej wysokiej temperaturze poprzez specjalnie wbudowany grzejnik elektryczny (wysoka temperatura płynu przewidziana po to, by zapobiec konieczności chłodzenia w przypadku wysokiej temperatury otoczenia). Moment zwrotny wytwarzany jest przez dualsyn, będący zarazem generatorem sygnału wyjściowego. Uzwojenia „sprężynowe” (wytwarzające moment zewnętrzny) zasilane są prądem wyjściowym uzwojeń „sygnałowych” (po wzmocnieniu), co zapewnia proporcjonalność momentu zwrotnego do kąta wychylenia ramki.

Charakterystyka techniczna:

- zewnętrzne warunki pracy:  
temperatura magazynowania —  $-55^\circ\text{C}$  do  $+95^\circ\text{C}$ ,  
przeciążenia wibracyjne — 5 g, 20 do 500 Hz, 10 g, 500 do 2000 Hz,  
przeciążenia udarowe 100 g w każdym kierunku,
- temperatura pracy  $+82^\circ\text{C}$ ,
- schodzenie zera w warunkach normalnych — max.  $0,05^\circ/\text{h}$ ,  
schodzenie zera w warunkach określonych w p. (a) — max.  $0,5^\circ/\text{h}$ ,
- stosunek kąta wyjściowego do wejściowego — 6,
- stała czasowa — 6 m/sek.,
- zakres wychyleń ramki  $\pm 3^\circ$  od położenia zerowego,
- girosilnik — zasilanie 26 V, 400 Hz, 3 fazy, obroty 24 000 obr./min., kręt  $10^5$  gcm<sup>2</sup>/sek.,
- dualsyn:

sekcja generatora momentu zwrotnego  
charakterystyka elektromechaniczna —  $2^\circ/\text{h mA}^2$ ,  
liniowość  $\pm 0,25\%$ ,  
sekcja generatora sygnału wyjściowego  
nachylenie charakterystyki —  $5,0$  V/radian  $\pm 5\%$ ,  
wzbudzenie 50 mA, 400 Hz,  
sygnał zerowy — max. 1 mV,  
i) wymiary gabarytowe —  $\varnothing 46, 48 \times 71,02$  mm,  
ciężar — 227 G.

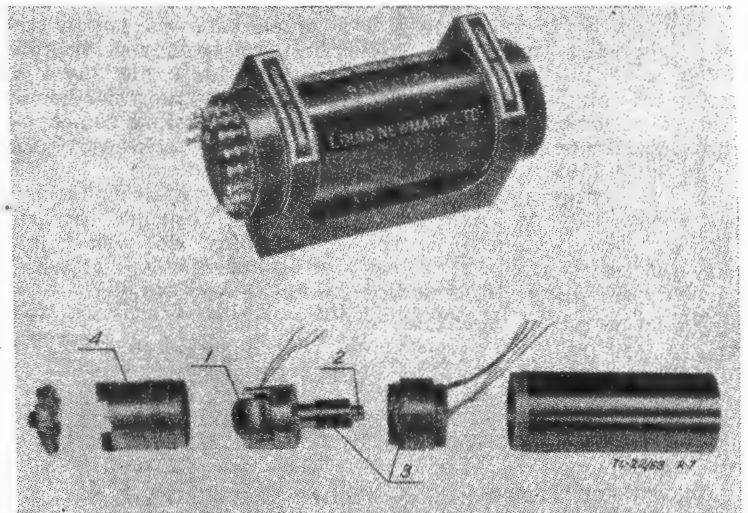
Giroskop GG.159 jest obecnie jednym z najbardziej nowoczesnych rozwiązań tego typu przyrządów. Modernizacja polega przede wszystkim na zastosowaniu łożysk pneumatycznych zarówno dla girosilnika, jak i ramki, co zwiększa długotrwałość pracy oraz zmniejsza momenty tarcia zawieszenia, a zatem podwyższa dokładność.

Firma Newmark zaprezentowała kilka miniaturowych giroskopów precesyjnych.

Giroskop typ 4000 (rys. 7) składa się zasadniczo z girosilnika (1), wałka skrętnego (2) i mikrosynu (3) o specjalnej konstrukcji. Na ramkę, w której zamontowany jest girosilnik, nasadzony jest lekki hermetyczny cylinder (4) wypełniony mieszaniną: 95% He i 5% CO<sub>2</sub>, która polepsza warunki pracy silnika. W cylindrze zamocowana jest również ruchoma część mikrosynu. Cały ten układ zanurzony jest w oleju o małej lepkości, zapewniającym tłumienie drgań skrętnych ramki. Moment zwrotny wytwarza wałek skrętny. Mikrosyn posiada uzwojenia: wzbudzenia, wyjściowe oraz specjalną cewkę zasilaną prądem stałym, która przy włączeniu wytwarza moment wychylający giroskop, co umożliwia sprawdzenie zarówno samego przyrządu, jak i całego układu, w którym jest on zastosowany. Maksymalny kąt przesunięcia fazowego między zasilaniem i wyjściem wynosi  $\pm 6^\circ$ , co eliminuje konieczność stosowania kompensacji fazowej.

Dane techniczne:

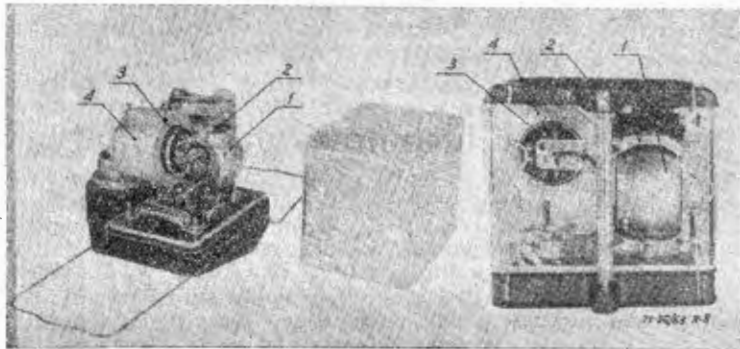
- zasilanie — girosilnika 26 V, 400 Hz, 2,3 W, 3 fazy,  
— mikrosynu 26 V, 400 Hz, 2,3 W, 1 faza,
- obroty silnika — 24 000 obr./min,
- tłumienie —  $0,6 \pm 0,15$  krytycznego,
- zakres pomiarowy — do 0,5 rd/sek.,
- czułość — 11,4 V/rd/sek.,
- liniowość  $0,5\%$  przy małej prędkości — do 1% przy prędkości maksymalnej,
- histereza —  $0,4\%$  max. prędkości,
- napięcie zerowe — do 30 mV,
- zakres temperatur pracy —  $-54^\circ\text{C}$  do  $+85^\circ\text{C}$ ,
- wymiary —  $32 \times 28 \times 73$  mm,
- ciężar — 0,185 kG.



Rys. 7. Giroskop precesyjny, typ 4000

Inne rozwiązania giroskopów precesyjnych firmy Newmark pokazuje rys. 8. Budowa ich jest podobna: girosilnik (1) zawieszony jest na ramce (2) zamontowanej w korpusie. Na ramce zamocowane są trzy cewki (3) poruszające się w polu magnesu stałego (4) związanego z korpusem. Jedna z cewek, zasilana sygnałem wyjściowym (po przetworzeniu we wzmacniaczu) daje moment zwrotny, proporcjonalny do przemieszczenia ramki. Włączony równolegle w obwód tej cewki potencjometr pozwala poprzez zmianę nachylenia charakterystyki prądu zasilającego na regula-

cję czułości przyrządu. Druga cewka — krótkozwarta — zapewnia tłumienie drgań ramki. Trzecia — zasilana z zewnątrz prądem stałym — może wytworzyć przy włączeniu moment wychylający ramkę, co pozwala na sprawdzenie zarówno przyrządu, jak i układu, w którym jest on zastosowany; można ją również zewrzeć dla zwiększenia efektu tłumienia. Sygnał wyjściowy w przyrządach typu



Rys. 8. Giroskopy precesyjne; typy 464, 672, 868 i 869

A i B (modele: 464 i 672) zbierany jest z potencjometru, w przyrządzie typu C (modele: 868 i 869) — z czujnika indukcyjnego.

Charakterystyka techniczna:

Tabela 1

	Typ A	Typ B	Typ C
Wymiary	105 × 89 × 83	89 × 86 × 83	57 × 83 × 89
Ciężar	0,625 kG	0,568 kG	0,710 kG
Zasilanie giro-silnika	30 V, 400 Hz, 3 fazy		
Obroty	24 000 obr/min		
Srednica wirnika	38,1 mm		
Zasilanie poten-cjometru	28 V pr. st., 120 mA		
Zakres pomia-rowy	od 0° do 5°/sek. lub od 5° do 18°/sek. w za-leżności od wartości opornika w obwodzie cewki „sprężynowej”.		
Częstotliwość drgań własnych ramki	16 Hz	16 Hz	8 Hz
Liniiowość	6,5% maksymalnej prędkości		
Histeresa	2,5% maksymalnej prędkości		
Tłumienie	0,2 do 1 wartości kryt. w zależności od dobrego kondensatora	0,45 kryt. przy max. prędkości	
Zakres tempe-ratur pracy	-35 °C do +70 °C		-26 °C do +70 °C

Warto też wspomnieć o wystawionym przez Guidance Technology, Inc. rozpedzanym sprężyną giroskopie, model 518, pracującym w układzie sztucznego horyzontu i przeznaczonym dla współczesnych rakiet o szybkim starcie i małej długotrwałości lotu. Jest on przystosowany do zasilania zarówno prądem zmiennym, jak i stałym, pobieranym z baterii, umieszczonej wewnątrz puszki. Hermetyczna obudowa zapewnia odporność na warunki tropikalno-morskie.

Charakterystyka ogólna:

zasilanie — prąd zmienny 400 Hz, 115 V, prąd stały 26,5 V, zakresy wychyleń — ramka zewnętrzna  $\pm 360^\circ$ , — ramka wewnętrzna  $\pm 85^\circ$ ,

precesja swobodna wokół obu osi — max. 3°/min., czas odblokowania i uzyskania przez wirnik pełnych obrotów — 100 m/sek., zakres temperatur pracy — -54 °C do +71 °C, wymiary gabarytowe —  $\varnothing 114,3 \times 127$  mm, ciężar — 1,7 kG, odporność na przyspieszenia liniowe wzdłuż wszystkich osi — 30 g w czasie 30 sek.

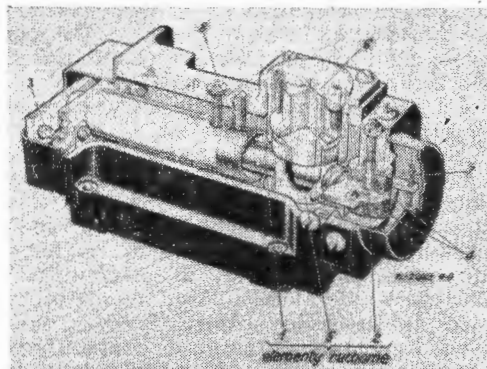
Odrębną grupę przyrządów stanowiły przyspieszeniomiery przeznaczone dla samolotów i rakiet do celów nawigacji

bezwładnościowej, sterowania; wprowadzania korekcji od przyspieszeń do giroskopów telemetrycznych i inne.

W przyspieszeniomiery jednoosiowym FA.1 produkcji Ferranti (rys. 9) można wyodrębnić: bezwładnik (1), układ czujnikowy (2) oraz układ wytwarzający siłę przeciw ruchową, wchodzący w obwód wewnętrzznego sprzężenia zwrotnego przyrządu. Bezwładnik związany jest z korpusem za pomocą zawiasów (3). Jego przemieszczenia, wywołane przyspieszeniami działającymi w kierunku pomiarowym, mierzone są przez czujnik elektryczny. Zaindukowany w cewkach czujnika (4) prąd wpływa poprzez wzmacniacz na związaną z bezwładnikiem cewkę oporową (5) znajdującą się w polu magnesu stałego (6), która wytwarza moment zwrotny. Wyważenie układu umożliwia specjalny wkręt (7).

Charakterystyka techniczna:

wymiary gabarytowe — 91,5 × 39,7 × 48,8 mm, ciężar — 200 G, charakter sygnału wyjściowego — prąd stały, liniowo zależny od przyspieszenia, nachylenie charakterystyki — 5 mA/1 g, maksymalny błąd —  $3 \cdot 10^{-4}$  g, próg czułości —  $1 \cdot 10^{-6}$  g, warunki pracy muszą być zachowane — temperatura z dokładnością do  $\pm 1^\circ\text{C}$ , wilgotność — do  $\pm 5\%$ , temperatura magazynowania — -55 °C do +75 °C, częstotliwość rezonansowa — zależna od wzmacniacza, normalnie 350 Hz, maksymalny wpływ temperatury — 0,01%/1 °C (między 55—60 °C).



Rys. 9. Przyspieszeniomierz liniowy, typ FA.1

Przyspieszeniomierz jednoosiowy FA.2A posiada budowę podobną, jest jednak znacznie zmodernizowany i zminiaturyzowany.

Jego zasadnicze dane techniczne są następujące:

wymiary —  $\varnothing 25,4 \times 53,8$  mm, ciężar — 80 G, zasilanie uzwojenia wzbudzenia czujnika sygnału wyjściowego — 4 V,  $20 \pm 5\%$  kHz, napięcie zerowe — max. 0,3 mV, zakres pomiarowy —  $\pm 20$  g, nachylenie charakterystyki wyjściowej —  $5 \pm 0,0035$  mA/1 g, charakterystyka termiczna —  $\pm 0,005\%/1^\circ\text{C}$  (w zakresie 15—60 °C).

Przyspieszeniomierz jednoosiowy typ 1502 firmy Newmark przystosowany jest do pomiaru przyspieszeń stałych i zmiennych o małej częstotliwości (do 25 Hz). Składa się z trzpieniowego bezwładnika, detektora wychylenia, układu momentu zwrotnego (pracującego w obwodzie wewnętrzznego sprzężenia zwrotnego) oraz wzmacniacza sygnału wyjściowego. Układ elektroniczny zawiera wykonany na lampach katodowych generator prądu zmiennego o częstotliwości 4 MHz, zasilającego uzwojenie wzbudzenia czujnika indukcyjnego dla sygnału wyjściowego oraz wzmacniacz zasilający obwody sprzężenia zwrotnego i tłumienia.

Charakterystyka techniczna:

zasilanie — 150 V pr. st., 6,3 V pr. zm. (do grzejnika), sygnał wyjściowy —  $\pm 24$  V pr. st./1 g, zakres pomiaru —  $\pm 2$  g, liniowość charakterystyki — min. 0,1% w całym zakresie, wrażliwość na zmiany temperatury — max. 0,01%/1 °C, wymiary —  $\varnothing 69 \times 77$  mm, ciężar — 370 G.

Grashey Instrument Ltd., wystawiła serię przyspieszeniomierników dwuosiowych typu GW6A, w których siły zwrotne

wytwarzają specjalnie ukształtowane sprężynowe zawieszania, niewrażliwe na przyspieszenia skośne. Sygnały wyjściowe zbierane są z potencjometrów liniowych. Przyrząd wykonywany jest w ośmiu wersjach, różniących się

zakresem pomiarowym (2—64 g) i częstotliwością rezonansową (12—64 Hz). Liniowość wskazań w granicach  $\pm 1\%$ , ciężar około 252 G, wymiary gabarytowe  $48,3 \times 42,8 \times 43,4$  mm.

Mgr inż. MARIAN RABENDA

621.438:531.3

621.452 : 531.391

## Uwagi o analizie dynamicznej silników turbinowych

### 1. Wstęp

Każdy nowoczesny silnik turbinowy wymaga przeprowadzenia dokładnej analizy dynamicznej całego układu. Zakres prac przy określaniu charakterystyki drganiowej można podzielić na dwie grupy, a mianowicie na prace analityczne oraz na prace doświadczalne. Jednak obie grupy prac są ze sobą ściśle powiązane. O zachowaniu się silnika pod względem drgań można więc wnioskować dopiero po przeanalizowaniu całego kompleksu zagadnień.

Wśród metod analitycznych rozwija się bardzo intensywnie i nabiera coraz szerszego znaczenia ze względu na swoją skuteczność i wszechstronność metoda podatności dynamicznej.

Do badań doświadczalnych wchodzi, jako element niezbędny, pomiar drgań silnika na stoisku badawczym. Na tej podstawie ocenia się zdolność silnika do eksploatacji. Poza tym niemałe znaczenie ma modelowanie dynamiczne silnika. W wyniku badań modelowych ocenia się w pierwszym przybliżeniu drgania silnika jeszcze w czasie jego projektowania oraz określa się wpływ poszczególnych czynników na charakterystykę drganiową całego silnika.

Dokładność wyników badań analitycznych i badań doświadczalnych (modelowanie itd.) jest uzależniona w sposób zasadniczy od dokładności przyjętych danych wyjściowych. Wszelkie dane wyjściowe należy więc w miarę możliwości sprawdzać doświadczalnie. Do danych tych, obliczanych początkowo analitycznie i sprawdzanych następnie na drodze doświadczeń, należy zaliczyć następujące wielkości: masy poszczególnych elementów, podatności lub sztywności statyczne, masowe momenty bezwładności itp. Spośród tych wielkości najwięcej trudności ze względu na złożoność współczesnych konstrukcji następcza analityczne określenie podatności lub sztywności statycznych. Tutaj tkwi źródło błędów, które należy w miarę możliwości usuwać.

Przy obliczaniu metodą Rayleigha krytycznej prędkości obrotowej wału na sztywnych podporach punktem wyjściowym jest znajomość linii ugięcia wału. Jednak ogólnie stosowana analityczno-wykreslna metoda określania linii ugięcia jest mało dokładna ze względu na to, że wykorzystuje sztywności statyczne poszczególnych odcinków, obliczone uproszczonymi metodami. Linie ugięcia można określić w inny sposób, a mianowicie przez obliczenie podatności statycznej. Zagadnienie analitycznego określenia podatności statycznej złożonego układu sprężystego, a mianowicie wirnika typu złożonej powłoki stożkowej opracowali E. Stankiewicz i W. Klepacki [1]. W pracy [2] autor podał doświadczalną metodę określania podatności statycznej (tzw. współczynników wpływu) tego typu układów.

Jednak w przypadku określania charakterystyki drganiowej metodą podatności dynamicznej potrzebne są nie podatności statyczne, a sztywności statyczne układu. W rozdziale 4 niniejszej pracy podano doświadczalną metodę określania sztywności statycznej układów sprężystych o złożonej konstrukcji.

### 2. Metoda podatności dynamicznej

Metoda podatności dynamicznej jest metodą analityczną, pozwalającą określić charakterystykę drganiową układów złożonych. Zastosowanie tej metody pozwala rozdzielić złożony układ silnika turbinowego na prostsze elementy, w ogólnym przypadku — na wirnik i korpus. Należy przy

tym usunąć zbędne więzy w taki sposób, aby uzyskane poszczególne elementy układu były statycznie wyznaczalne i łatwe do obliczeń. Przykłada się do układu siły zmienne o nie znanej amplitudzie, zastępujące wpływ odrzuconych więzów, i określa się warunki, przy których nie występują względne przemieszczenia wzdłuż odrzuconych więzów. Otrzymuje się w ten sposób układ równań liniowych względem amplitud sił zastępczych. Rolę współczynników przy niewiadomych będą odgrywały podatności dynamiczne poszczególnych elementów układu. Przez przyrównanie wyznacznika tego układu równań do zera otrzymuje się równanie częstości drgań układu wirnik-korpus silnika. Metoda podatności dynamicznej pozwala również na przeprowadzenie analizy wpływu zmiany podatności podpór na ogólną charakterystykę drganiową rozpatrywanego układu, co ma duże znaczenie w przypadku konieczności przesunięcia krytycznej prędkości poza zakres użytkowy.

Podatności dynamiczne, wchodzące do równań podatności dynamicznej, były obliczane pierwotnie za pomocą równań różniczkowych. Stosowany aparat matematyczny był jednak tak kłopotliwy, że dla otrzymania wyników liczbowych należałoby stosować bardzo daleko idące uproszczenia w kierunku maksymalnej dyskretyzacji układów. Zakres stosowania metody był ograniczony do bardzo prostych zagadnień. Dopiero zastosowanie przez A. F. Gurowa [3] równań całkowych do określania podatności dynamicznych rozszerzyło znacznie zakres zastosowania metody podatności. Obszerny opis tej metody został podany w pracy [4].

### 3. Ogólny program prac przy określaniu charakterystyki drganiowej silników turbinowych

Już w czasie projektowania silnika można i należy przystąpić do analitycznego określenia charakterystyki drganiowej układu metodą podatności dynamicznej. Wszystkie dane wyjściowe — masy, sztywności na zginanie, masowe momenty bezwładności itd. — określa się na tym etapie również analitycznie.

Na podstawie tych danych należy również sporządzić model dynamiczny układu i przebadać go. Sposób wykonania takiego modelu został opisany przez E. Stankiewicza [5]. Za pomocą modelu dynamicznego można określić częstości oraz postacie drgań własnych całego układu oraz poszczególnych jego elementów. Model pozwala w łatwy sposób zmieniać rozkład mas i sztywności. Umożliwia on więc szybkie uwzględnienie zmian konstrukcyjnych, które mogą być między innymi spowodowane koniecznością zmiany charakterystyki drganiowej.

Z chwilą wykonania poszczególnych zespołów w naturze należy przeprowadzić pomiar wielkości wyjściowych do obliczeń i doświadczeń, a w szczególności pomiar podatności (sztywności) poszczególnych zespołów: wirnika i korpusu.

Wyniki otrzymane drogą określenia charakterystyki drganiowej i przeprowadzenia analizy dynamicznej silnika metodą podatności dynamicznej i modelowania dynamicznego na podstawie sprawdzonych doświadczalnie danych wyjściowych będą tym razem bliskie rzeczywistych własności dynamicznych silnika.

Następny etap prac polega na przeprowadzeniu próby dynamicznej układu rzeczywistego w naturalnej wielkości na stoisku próżniowym. Stoisko tego typu zostało zaprojektowane i opisane przez M. E. Lewitę [6], [7]. Wspomniane stoisko próżniowe pozwala na przeprowadzenie prób w zakresie roboczych prędkości obrotowych układu oraz przy tzw. „nadobrotach” przy nieznacznym zapotrzebowaniu



moęcy rzędu od 20—50 kW. Wytwarzana próżnia osiąga 1÷2 mm Hg. Objętość komory próżniowej wynosi 2,5 m<sup>3</sup>, a czas uzyskania wskazanej próżni wynosi 3—5 min.

Ostateczną konfrontacją uzyskanych dotychczas wyników z rzeczywistym obrazem drgań jest pomiar drgań na pracującym silniku. W warunkach technicznych silników lotniczych określa się, że silnik turbinowy nadaje się do eksploatacji wtedy, gdy tzw. przeciążenie od drgań, czyli amplituda przyspieszenia od drgań giętnych korpusu nie przekracza z góry ustalonej wartości.

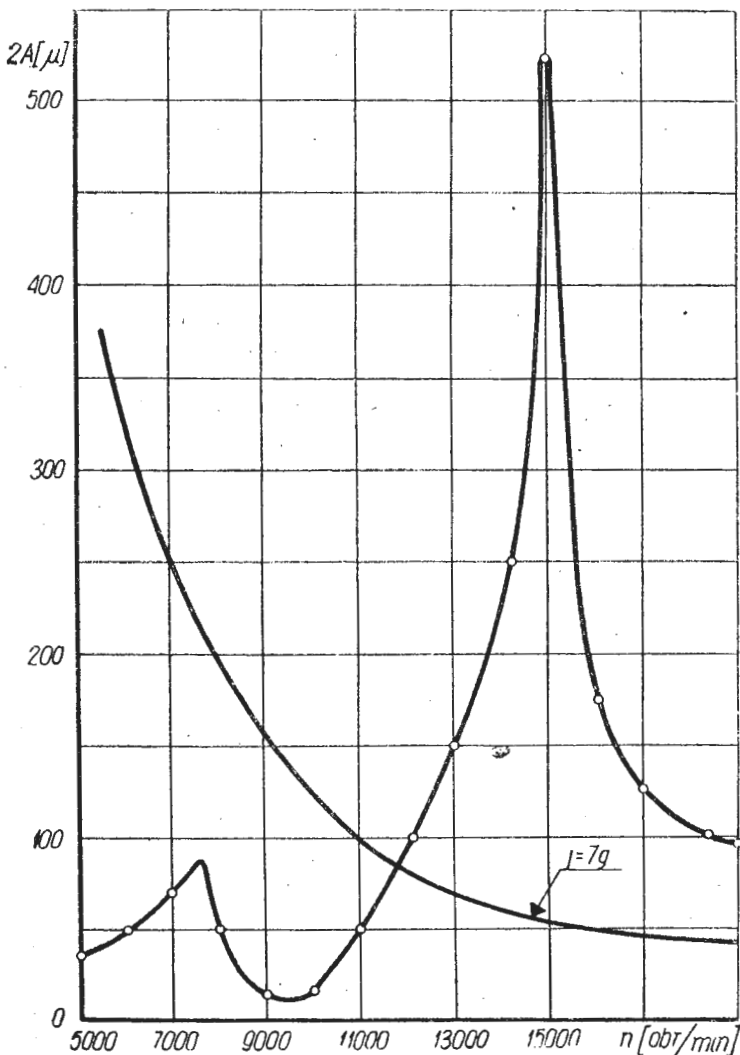
W celu zdjęcia charakterystyki drganiowej silnika, mocuje się trzy czujniki drgań na górnej części korpusu w punkcie najbardziej obciążonym dynamicznie. Czujniki ustawia się względem siebie w trzech kierunkach prostopadłych, przy czym jeden z czujników ustawiony jest w kierunku osi silnika. W ten sposób mierzy się drgania osiowe silnika oraz drgania poprzeczne w dwóch kierunkach: poziomym i pionowym. Wynika to stąd, że sztywność poprzeczna podpór łożyska i zawieszenia silnika nie jest jednakowa we wszystkich kierunkach. Częstość oraz amplitudę drgań mierzy się w całym zakresie prędkości obrotowej. Przeciążenie od drgań określa się na podstawie amplitud punktu zamocowania czujnika i wyraża się jako wielokrotność przyspieszenia ziemskiego „g”. Wzór określający przeciążenie od drgań jest następujący:

$$j = \frac{2 A f^2}{500}$$

gdzie

2A — podwójna amplituda w mm,  
f — liczba obrotów na sekundę.

Znając wartość amplitud w całym zakresie pracy silnika rysuje się wykres zależności tych amplitud od prędkości obrotowej, innymi słowy sporządza się charakterystykę drganiową układu (rysunek 1). Na wykres ten można również



Rys. 1

nanieść krzywą określającą dopuszczalne przeciążenie od drgań.

Podane przez Gurowa [8] wartości dopuszczalnych natężeń drgań dla lotniczych silników turbinowych są następujące:

$j = 3\div 5$  g dla silników o bardzo dużych ciągach lub mocach,

$j = 5\div 7$  g dla silników o średnich ciągach lub mocach,

$j = 7\div 14$  g dla silników o małych ciągach lub mocach.

#### 4. Doświadczalne określenie sztywności na zginanie

Do określenia charakterystyki drganiowej układu złożonego służą podatności dynamiczne. Oblicza się je dla różnych wartości częstości  $\omega$  siły wymuszającej na podstawie znajomości postaci i częstości drgań własnych poszczególnych elementów. Postacie i częstości drgań własnych oblicza się za pomocą równań całkowych. Danymi wyjściowymi do tych obliczeń są między innymi sztywności statyczne na zginanie poszczególnych zespołów w wybranych przekrojach. Prawidłowy dobór tych wielkości bezpośrednio wpływa na dokładność wyników.

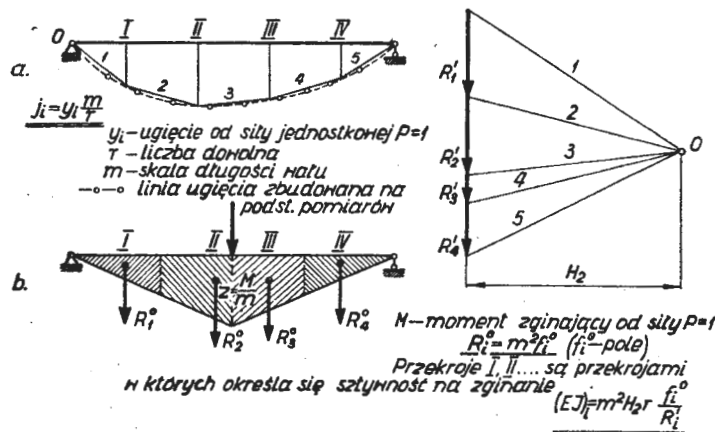
Istniejące wzory dla określenia sztywności statycznych na zginanie są wiarygodne jedynie dla bardzo prostych rozwiązań konstrukcyjnych. W związku z tym zdarza się bardzo często, że obliczone wartości sztywności statycznych wirników sprężarek osiowych typu bębnowego i bębnowo-tarczowego znacznie odbiegają od wartości sztywności statycznych, uzyskanych drogą doświadczalną. Różnice te są wynikiem nieuwzględnienia w obliczeniach wpływu sztywności tarcz, miejscowych pokaźnych zmian przekroju poprzecznego wirnika, niejednorodności pasowań wciśkowych przy połączeniach tarcz, połączeń sworzniowych i kołnierzowych itd. Różnice te mogą być również spowodowane tym, że najczęściej wirnik sprężarki jest powłoką cienkościenną, a w obliczeniach powszechnie stosuje się schemat belki. Wynika więc konieczność dokładniejszego określenia sztywności statycznych na zginanie elementów wchodzących w skład badanego układu. Niżej podano sposób doświadczalny określenia sztywności statycznych.

W tym celu zastosowano w nieco zmienionej postaci wykreślno-analityczną metodę określania linii ugięcia. Mianowicie, na podstawie znanej z badań linii ugięcia wału, po jednokrotnym wykreślnym różniczkowaniu, określa się siły fikcyjne. Z drugiej strony określa się to samo obciążenie fikcyjne w funkcji sztywności poszczególnych przekrojów z wykresu momentów zginających. Przez przyrównanie tych dwóch wyrażeń dla siły fikcyjnej w danym przekroju otrzymuje się równanie, z którego można określić rzeczywistą wartość sztywności na zginanie wału. Dla uproszczenia zadania określa się doświadczalnie linię ugięcia wału obciążonego siłą jednostkową w jednym dowolnym przekroju „i”. Aby sprawdzić prawidłowość otrzymanych wyników należy przeprowadzić obliczenia sztywności wału w przypadku obciążenia go siłą jednostkową w dowolnym, różnym od „i” przekroju.

Tok postępowania jest następujący:

1. Na podstawie danych doświadczalnych wykreśla się linię ugięcia wału, obciążonego siłą jednostkową w dowolnym przekroju „i” (rysunek 2).

Różniczkując jednokrotnie wykres linii ugięcia metodą wykreślną (przez zbudowanie wieloboku sił) określa się siły fikcyjne. Ilość sił fikcyjnych równa się ilości przyję-



Rys. 2

tych przekrojów, sztywność których jest wielkością poszukiwaną.

Sily fikcyjne równają się

$$R_i = R_i' q \quad [1]$$

gdzie

$R_i'$  — siła fikcyjna w [cm] w „i” przekroju otrzymana z wieloboku sił,  
 $q$  — skala sił fikcyjnych.

2. Buduje się następnie wykres momentów zginających od siły jednostkowej, przyłożonej w punkcie „i”. W tym celu nie ma potrzeby budowania wieloboku sił. Skalę momentów  $M$  należy dla uproszczenia wybrać tak, aby

$$pH_1 = 1$$

gdzie:

$p$  — skala sił obciążających wał (w danym przypadku siły jednostkowej),  
 $H_1$  — odległość biegunowa.

Wyrażenie dla momentu zginającego będzie więc następujące:

$$M = mzpH_1 = mz \quad [2]$$

gdzie

$m$  — skala długości wału (1 cm z rysunku równa się  $m$  [cm] w rzeczywistości),  
 $z$  — rzędne wykresu momentu.

Dzieli się teraz wykres momentów na takie odcinki, aby środek ciężkości pól odcinków znalazł się w miejscu, w którym należy określić sztywność. Określa się pola  $f_i^o$  poszczególnych odcinków.

Rzeczywista wartość pól poszczególnych odcinków wykresu momentów, inaczej mówiąc „pseudofikcyjne” obciążenie, równa się:

$$R_i^o = m^2 f_i^o$$

Wielkość  $R_i^o$  charakteryzuje siłę fikcyjną bez uwzględnienia rzeczywistej sztywności poszczególnych odcinków. Sily  $R_i^o$  można więc określić posługując się poniższym wzorem:

$$R_i = m^2 f_i^o \frac{EI}{(EI)_i} \quad [3]$$

gdzie

$EI$  — zredukowana sztywność na zginanie wału,  
 $(EI)_i$  — sztywność na zginanie odcinka „i”.

3. Porównuje się obecnie wyrażenia [1] i [3] określające sily fikcyjne określone różnymi drogami. Otrzymuje się:

$$R_i' q = m^2 f_i^o \frac{EI}{(EI)_i}$$

stad

$$R_i' = m^2 f_i^o \frac{1}{(EI)_i} \frac{EI}{q} \quad [4]$$

Z drugiej strony z [lit. 9] wiadomo, że

$$\frac{EI}{q} = H_2 r \quad [5]$$

gdzie

$H_2$  — odległość biegunowa w [cm] drugiego wieloboku sił (wieloboku służącego do określenia linii ugięcia),  
 $r$  — liczba dowolna, wybrana dla wygody przy rysowaniu linii ugięcia i charakteryzująca stopień zwiększenia skali rzędnych linii ugięcia. Ostateczna skala linii ugięcia jest

następująca:  $\frac{m}{r}$ .

Podstawiając [5] do [4] otrzymuje się następujące wyrażenie na sztywność odcinka „i”:

$$(EI)_i = m^2 \frac{f_i^o}{R_i'} \frac{EI}{q} = m^2 H_2 r \frac{f_i^o}{R_i'} = A \frac{f_i^o}{R_i'} \quad [6]$$

gdzie

$A = m^2 H_2 r$  — skala sztywności.

Jest to wzór ostateczny. Wszystkie wielkości wchodzące do prawej części tego równania są znane.

### Zakończenie

Rozwiązanie zagadnienia sprzężonych drgań układów złożonych umożliwi przeprowadzenie bardziej świadomego wyboru parametrów konstrukcyjnych tych układów, przyczynia się do bardziej celowego projektowania poszczególnych węzłów układu, a tym samym do skrócenia czasu potrzebnego na „zestrojenie” całego układu i oddanie go do eksploatacji.

### Literatura

- 1) — Stankiewicz E., Klepacki W.: Podatność wału sprężarki osiowej typu złożonej powłoki stożkowej. Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa — 20/D/TK 1961 r.
- 2) — Rabenda M.: Kilka praktycznych zagadnień związanych z określeniem wartości obrotów krytycznych silników turbinowych. Technika Lotnicza nr 9 i 10. Wydawnictwa NOT, 1961 r.
- 3) — Gurow A. F.: Izgibnyje kolebanija detalej i uzłow awiacyjnych gazoturbinnych dwigatelej. Trudy MAI. Wypusk 115, Oborongiz, 1959.
- 4) — Rabenda M.: Obliczenie obrotów krytycznych silników turbinowych metodą podatności dynamicznych. Prace Instytutu Lotnictwa. Materiały Konferencji Naukowej Ośrodka Silników, 1962 (praca w druku)
- 5) — Stankiewicz E.: Model dynamiczny silnika turbinowego do wyznaczenia jego części rezonansowych. Prace Instytutu Lotnictwa, nr 17, WNT, 1962 r.
- 6) — Lewit M. E.: Badanie drgań turbinowych silników odrzutowych. Tłumaczenie z czasopisma Izwestia Wys. Ucz. Zaw. Aw. Tiechn. nr 1/58 — str. 143—149. Biblioteka Instytutu Lotnictwa nr B-950.
- 7) — Lewit M. E., Kołosow Ju. A., Rojzman W. P.: Niekotoryje woprosy issledowanija kolebanij w awiacyjnych dwigatelach, str. 144—162. Trudy MAI — Wypusk 136, Oborongiz, 1961 r.
- 8) — Gurow A. F.: Sowmiestnyje kolebanija w gazoturbinnych dwigatelach. Trudy MAI. Wypusk 144. Oborongiz, 1962 r.
- 9) — Żiricki G. S. Konstrukcija i rasczot na procznost detalej parowych turbin. Gosenergoizdat, 1955 r.

### SPROSTOWANIE

W art. E. Jungowskiego „Czy nawrót do sterowców?” (zeszyt 8/63) na str. 213 (lewa szpalta, ostatni acapit) wkradł się błąd korektorski, a mianowicie pierwsze zdanie powinno brzmieć: „Amerykanie użyli małego sterowca jako statku eskortowego...”, a nie „eksportowego”. Za błąd ten przepraszamy zarówno Autora, jak i Czytelników.

Redakcja

# NOWOŚCI TECHNICZNE

629.55.33 Główna + wysp.owy

## PROJEKTY SAMOLOTÓW WYTWÓRNI WESER FLUGZEUGBAU

Na ostatnim Salonie Paryskim wytwórnia Weser Flugzeugbau (NRF) pokazała trzy projekty samolotów, które odznaczają się oryginalnymi rozwiązaniami konstrukcyjnymi. Są to samoloty WFG-P23, WFG-P16 i WFG-614.

Pierwszy z nich, WFG-P23, jest samolotem pionowego startu i lądowania, przeznaczonym do celów cywilnych i wojskowych. Samolot jest wyposażony w dwa turbinowe silniki śmigłowe Lycoming LTC4K-1 (T55) o mocy 2940 KM. Silniki są umieszczone na końcach skrzydła i napędzają poza śmigłami pomocnicze wirniki ustępczające, znajdujące się w części ogonowej samolotu. Dzięki specjalnej konstrukcji przekładni silników osie śmigieł można przestawiać o 90°, tj. od położenia poziomego do położenia pionowego. Podobno udało się usunąć zjawisko odrywania się strumienia powietrza od łopatek śmigieł w czasie przechodzenia z lotu pionowego do lotu poziomego i odwrotnie. W wersji cywilnej samolot zabiera obok dwóch osób załogi 12 pasażerów lub pocztę i ładunek. W wersji wojskowej może być używany do zwalczania śmigłowców, do wsparcia wojsk, do rozpoznania w strefie frontowej oraz do transportu. W tym ostatnim przypadku samolot prze-

wozi 13 uzbrojonych żołnierzy lub 8 rannych i lekarza. Może również przenosić ładunki podwieszane na linie, przy czym leci wówczas jak śmigłowiec, tj. z osiami śmigieł ustawionymi pionowo

### Dane samolotu

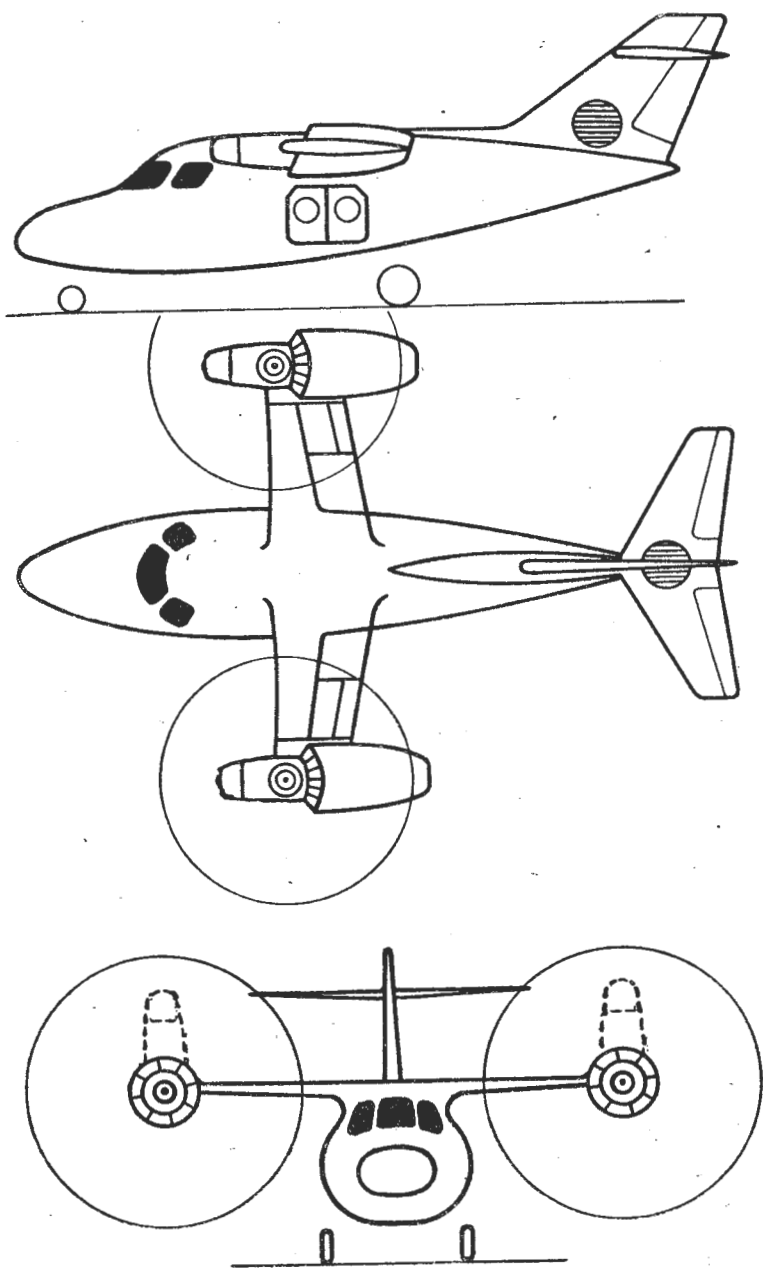
Długość całkowita	13,6 m
Szerokość całkowita	11,6 m
Wysokość całkowita	4,9 m
Średnica śmigieł	5,0 m
Nominalny ciężar całkowity	6500 kG
Maksymalny ciężar całkowity	7400 kG
Nominalny ciężar użyteczny	1000 kG
Maksymalny ciężar użyteczny	1850 kG
Prędkość maksymalna	
na poziomie morza	650 km/h
na wysokości 4000 m	710 km/h
Prędkość przelotowa	
na wysokość 4000 m	645 km/h
Zasięg na poziomie morza	400 km
Zasięg maksymalny	
na poziomie morza	1630 km
na wysokości 4000 m	2200 km

Podobny układ jak samolot WFG-P23 ma dwuosobowy samolot WFG-P16, który ma służyć do rozpoznania w strefie frontowej, do zwalczania śmigłowców, do wsparcia wojsk i do szkolenia pilotów. Jest napędzany dwoma silnikami De Havilland „Gnome” H. 1200 o mocy 1350 KM.

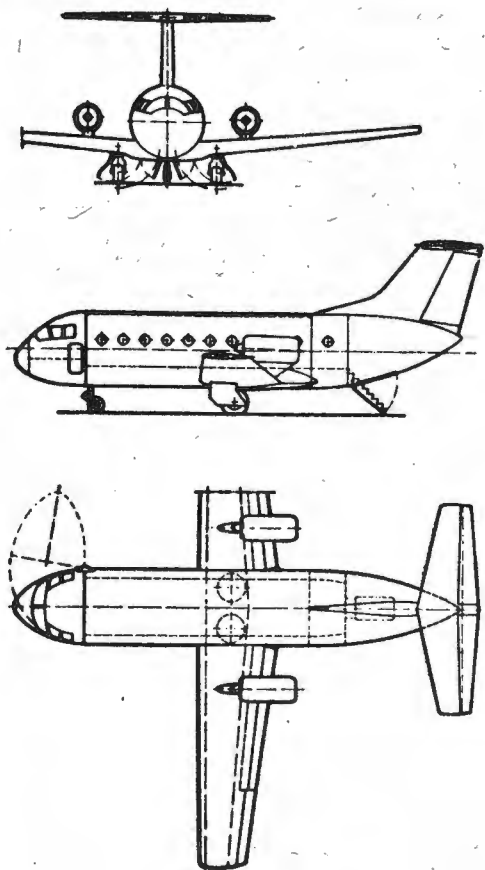
### Dane samolotu

Długość całkowita	11,2 m
Szerokość całkowita	8,6 m
Wysokość całkowita	3,3 m
Średnica śmigieł	4,0 m
Nominalny ciężar całkowity	3400 kG
Maksymalny ciężar całkowity	3900 kG
Nominalny ciężar użyteczny	440 kG
Maksymalny ciężar użyteczny	900 kG
Prędkość maksymalna	
na wysokości 4000 m	670 km/h
Prędkość przelotowa	
na poziomie morza	620 km/h
Zasięg	400 km
Zasięg maksymalny	1260 km

Samolot transportowy WFG-614 jest przeznaczony do lotów na krótkich trasach. Do napędu zastosowano dwa silniki dwuprzepływowe (wentylatorowe) Lycoming PLF1B-2 o ciągu 2350 kG i dużym stosunku wydatków. Silniki są zabudowane na wspornikach na górnej powierzchni skrzydła — uważa się, że takie umieszczenie silników zabezpiecza je przed uszkodzeniami przez ciała obce podczas startu i lądowania, zmniejsza zaburzenia opływu skrzydła, polepsza rozkład prędkości strumienia w przekroju wlotowym silników przy wszystkich kątach natarcia, zapobiega uszkodzeniom akustycznym kadłuba, ułatwia zamocowanie odwracaczy ciągu, zapewnia korzystne położenie osi ciągu oraz zwiększa bezpieczeństwo w czasie przymusowego lądowania i zmniejsza skutki pożaru silników. Dzięki małemu obciążeniu powierzchni nośnej i dwuszczylnowym kłapom skrzydła uzyskano krótką drogę startu i małą prędkość podchodzenia do lądowania. Przestrzeń użytkowa samolotu może być podzielona na kabinę pasażerską i przestrzeń towarową, przy czym ładunek towarów odbywa się z przodu kadłuba, po odchyleniu części nosowej, podczas gdy wejście dla pasażerów znajduje się pod częścią ogonową kadłuba i jest zaopatrzone w kłapę ze schodkami. Mogą być zastosowane dwa niezależne układy hydrauliczne do uruchamiania kłap skrzydła, do chowania podwozia, do odchylania części nosowej kadłuba i kłapy pasażerskiej oraz do zasilania hamulców. Układ elektryczny obejmuje dwie prądnice prądu zmiennego o mocy 9 kVA, napięciu 115/200 V i częstotliwości 400 Hz oraz prądnicę prądu stałego o napięciu 28 V. Krawędź natarcia skrzydła i wloty silników będą odladane za pomocą ciepłego powietrza, uste-

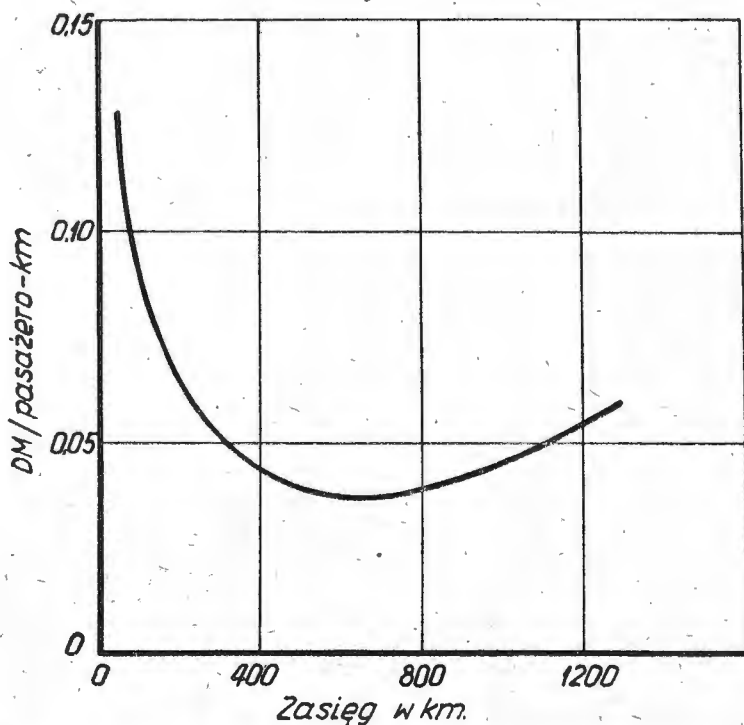


zenie — pneumatycznie, okna — elektrycznie. Wyposażenie radiowe i nawigacyjne składa się z busoli radiowej, kompasu magnetycznego, radiowych urządzeń nawigacyjnych, odbiornika sygnałów podejściowych, odbiornika sygnałów „markerów” i urządzeń nadawczo-odbiorczych HF i VHF. Najmniejszy koszt pasażero-kilometra (patrz wykres) wynosi 0,04 DM przy długości trasy 600 km.



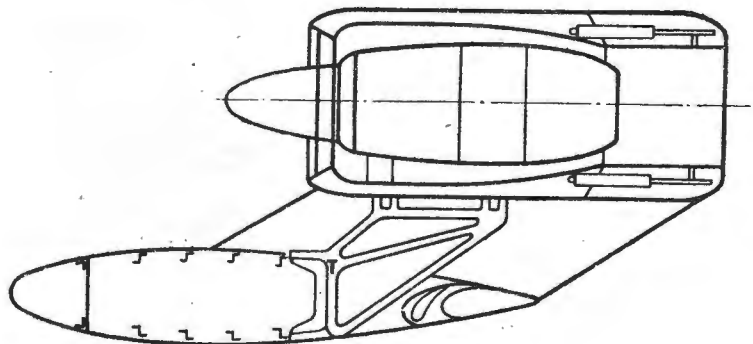
Dane samolotu

Rozpiętość	21,5 m
Długość	19,4 m
Wysokość	7,15 m
Powierzchnia skrzydła	57,5 m <sup>2</sup>
Wydłużenie skrzydła	8,0



Wymiary przestrzeni użytkowej	
długość	9,4 m
szerokość	3,2 m
objętość	51 m <sup>3</sup>
Ciężar własny	6320 kG
Maksymalny ciężar użyteczny	4500 kG
Maksymalny ciężar paliwa	2300 kG
Maksymalny ciężar całkowity	11 500 kG
Prędkość przelotowa	514 km/h
Zasięg z ładunkiem 4,5 T	
lub 40 pasażerami	200 km
Zasięg z ładunkiem 2,9 T	
lub 24 pasażerami	1000 km
Długość drogi startu	570 m
Długość drogi lądowania	400 m

Kilka słów należy poświęcić silnikom samolotu WFG-614. Jak już powiedziano, są to wentylatorowe silniki Lycoming PLF1B-2 o ciągu 2350 kG. Odznaczają się one wyjątkowo dużym stosunkiem wydatku strumienia zewnętrznego do wydatku strumienia wewnętrznego — stosunek ten wynosi 5:1. Uzyskano dzięki temu małe jednostkowe zużycie paliwa w warunkach startowych — 0,369 kG/kGh — oraz korzystny dla samolotu o skróconym starcie przebieg ciągu w zależności od prędkości lotu. Przebieg ten wykazuje duży spadek ciągu w warunkach przelotowych, w których silniki jednoprzepływowe lub dwuprzepływowe o małym stosunku wydatków, napędzające samolot o skróconym starcie (a więc o dużym nadmiarze ciągu w wa-



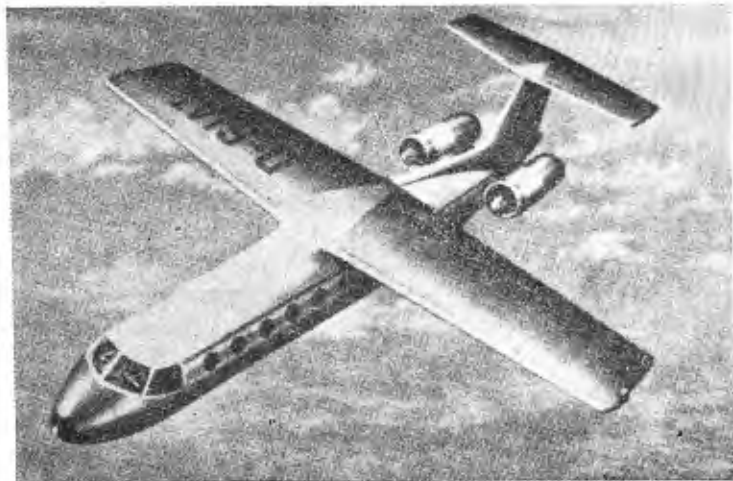
runkach startowych), musiałyby być silnie dławione, co zwiększałoby ich jednostkowe zużycie paliwa. Można przypuszczać, że silnik PLF1B-2 jest wersją rozwojową silnika T 55. Z przodu silnika umieszczono jednostopniowy wentylator, który ze względu na dużą średnicę jest prawdopodobnie napędzany za pośrednictwem przekładni. Silnik ma 8-stopniową sprężarkę (ostatni stopień prawdopodobnie odśrodkowy) o sprężu około 7,5:1 (spręż ogólny 9,0:1) i 4-stopniową turbinę. Jego zabudowę na skrzydle samolotu WFG-614 pokazano na rysunku.

629.133.33 zjedw

W. K.

#### SAMOŁOT O SKRÓCONYM STARCIE SIAT 311 A

Niemiecka wytwórnia Siebel-ATG opracowała projekt samolotu pasażerskiego o skróconym starcie i lądowaniu SIAT 311 A, przystosowany do przewozu 20 pasażerów lub



2 ton ładunku na krótkich trasach; może on być użytkowany również jako samolot służbowy. Napęd stanowią dwa silniki o ciągu 2300 kG, zabudowane po bokach części ogonowej kadłuba. Zastosowano sprzężenie między wychyleniami steru wysokości i klap a ciągiem silników. Samolot jest górnopłatowcem z usterzeniem o układzie w kształcie litery T i może startować z lotnisk trawiastych.

#### Dane samolotu

Rozpiętość	15,0 m
Długość	17,0 m
Ciężar własny	4200 kG
Ciężar całkowity	8500 kG
Prędkość maksymalna	
na wysokości 8000 m	760 km/h
Prędkość przelotowa	
na wysokości 8000 m	710 km/h
Prędkość minimalna	100 km/h
Pułap	11 000 m
Zasięg	2000 km
Długość drogi startu	
na wysokość 10,5 m	300 m
Długość drogi lądowania	
z wysokości 15 m	280 m

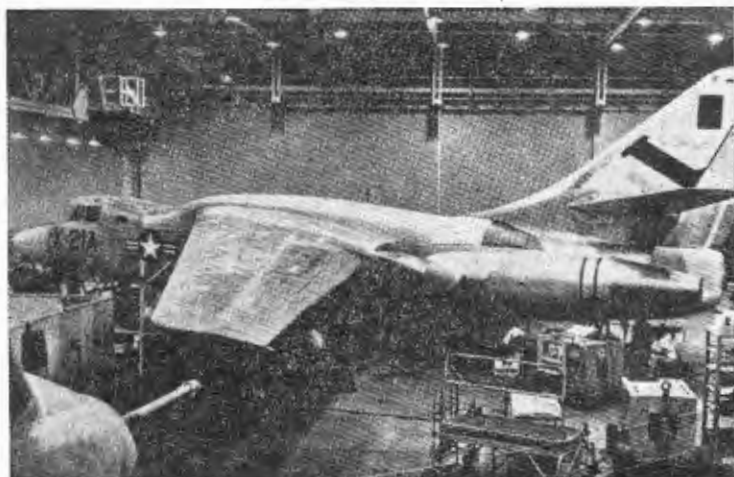
Opierając się na powyższych danych można przypuszczać, że zastosowane do napędu samolotu silniki są silnikami dwuprzepływowymi o bardzo dużym stosunku wydatków, prawdopodobnie silniki Lycoming PLF1B-2 (stosunek wydatków 5:1). Tylko takie silniki mogą być korzystne w przypadku samolotu o stosunkowo niewielkiej prędkości przelotowej i dużym ciągu na jednostkę całkowitego ciężaru samolotu w warunkach startowych.

629.135.33. dośw.

W. K.

#### SAMOLOTY DO BADANIA ZAGADNIENIŃ ZWIĄZANYCH Z ODSYSANIEM WARSTWY PRZYŚCIENNEJ

Jak wiadomo, turbulencja warstwy przyściennej na skrzydłach powoduje około 40% ogólnego oporu samolotu. Usunięcie turbulencji może zwiększyć ciężar użyteczny lub zasięg samolotu o około 50%. Zakłady Northrop przerobiły na zlecenie amerykańskich sił powietrznych dwa samoloty Convair WB-66D (nowe oznaczenie Northrop X-21A), przystosowując je do badań praktycznej użyteczności odsysania warstwy przyściennej pod względem wykonawstwa, użytkowania i obsługi. Samoloty mają zwiększoną o 50% powierzchnię skrzydeł (116 m<sup>2</sup> przy rozpiętości 28,5 m). W pokryciu górnej powierzchni skrzydła każdego z samolotów wykonano za pomocą specjalnych urządzeń 815 338 otworków o średnicy 1,5 mm i 5177 szczelin o szerokości od 0,075 do 0,25 mm. Powietrze zasysane poprzez otworki i szcze-



liny jest odprowadzane przez 67 944 plastikowe przewody (o 22 różnych wymiarach), przyklejone do wewnętrznej strony pokrycia. Odsysanie warstwy przyściennej odbywa się za pomocą sprężarek umieszczonych w dwóch gondolach skrzydłowych. Skrzydło nie ma klap ani spoilerów. Górną część kadłuba ukształtowano za pomocą laminatów w taki sposób, aby polepszyć rozkład ciśnień na powierzchni skrzydła.

Zastosowanie odsysania daje szczególnie duże korzyści w przypadku samolotów transportowych, rozpoznawczych i wczesnego ostrzegania.

621.452.33

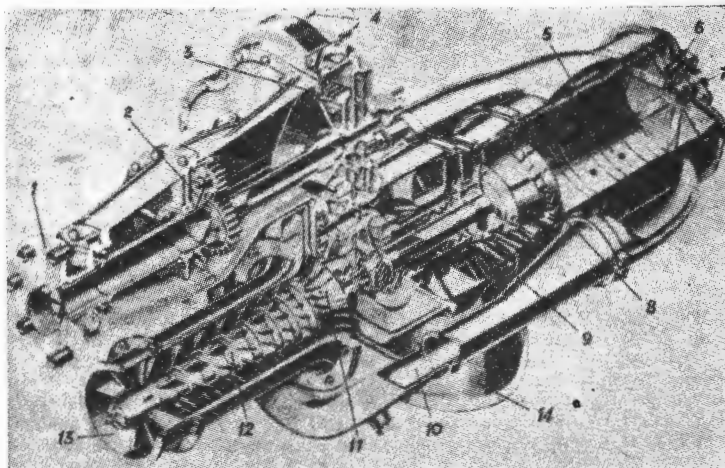
W. K.

#### SILNIKI ALLISON T 63 NA ŚMIGŁOWCACH ŁĄCZNIKOWO-OBSERWACYJNYCH

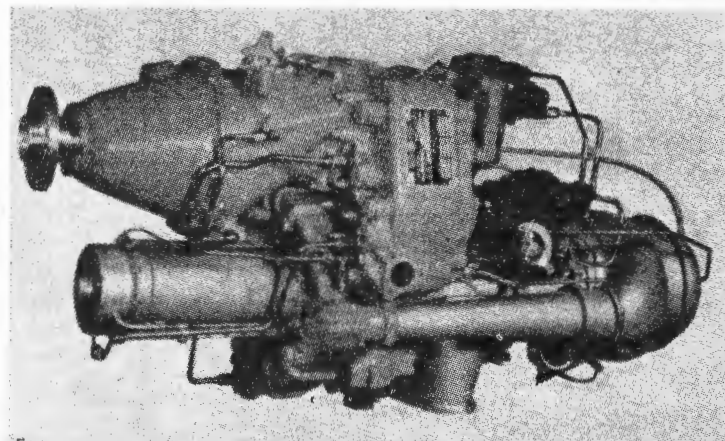
Zbudowany około 1958 roku silnik turbinowy Allison T 63 o mocy 250—270 KM znalazł obecnie zastosowanie na trzech śmigłowcach: Hiller OH-5A (na zdjęciu), Hughes OH6-PA i Bell OH-4A, które biorą udział w konkursie LOH (Liaison-Observatory Helicopter) na łącznikowo-obszerny śmigłowiec dla armii amerykańskiej.



Silnik T 63 odznacza się nietypowym układem konstrukcyjnym: zwrotna komora spalania typu walcowego z pojedynczym wtryskiwaczem znajduje się z tyłu silnika i jest połączona ze sprężarką dwoma przewodami. Gazy z komory spalania są kierowane do dwustopniowej turbiny napędzającej sprężarkę (starsza odmiana silnika miała jedno-stopniową turbinę sprężarki, dwustopniową turbinę zastoso-



ści), a następnie do dwustopniowej turbiny napędowej. Wał turbiny sprężarki przechodzi wewnątrz wału turbiny napędowej. Przekładnia typu czołowego znajduje się w środkowej części silnika, przy czym wał napędowy jest wyprowadzony nad silnikiem. Sprężarka składa się z siedmiu stopni osiowych i jednego stopnia odśrodkowego. Łopatkami wirni-



kowe sprężarki i turbin są odlewane w sposób precyzyjny łącznie z tarczami.

#### Dane silnika

Długość	948 mm
Ciężar	43 kG
Prędkość obrotowa sprężarki	48750 obr./min
Prędkość obrotowa turbiny napędowej	29830 obr./min
Wydatek powietrza	1,4 kG/sek
Spręż	6,2 : 1
Temperatura przed turbiną	954 °C
Jednostkowe zużycie paliwa	0,317 kG/kGh.

Rysunki przedstawiają śmigłową odmianę silnika T 63, z dodatkową przekładnią śmigła. Istnieje również wersja składająca się z dwóch sprężonych silników T 63, pracujących na wspólną przekładnię. W.K.

#### FRANCUSKA RAKIETA DO CELÓW KOSMICZNYCH

SEREB — francuskie towarzystwo budowy rakiet balistycznych — buduje trzystopniową raketę „Diamant”, która będzie mogła umieścić na oddalonej od ziemi o 500 km orbicie sztucznego satelity o ciężarze 80 kG. Pierwszy stopień rakiety — „Emeraude” — jest zaopatrzone w silnik na paliwo ciekłe, ma długość 9,98 m, średnicę 1,40 m i ciężar 14 200 kG. Drugi stopień — „Topaze” — ma silnik na paliwo stałe, długość 2,91 m, średnicę 0,80 m i ciężar 2900 kG („Emeraude” + „Topaze” = „Saphir”). Długość trzeciego stopnia wynosi 3,3 m, średnica — 0,80 m, ciężar — 800 kG. Całkowita długość rakiety — 16,19 m, ciężar 17 900 kG. Dwa pierwsze stopnie są zdalnie kierowane, trzeci

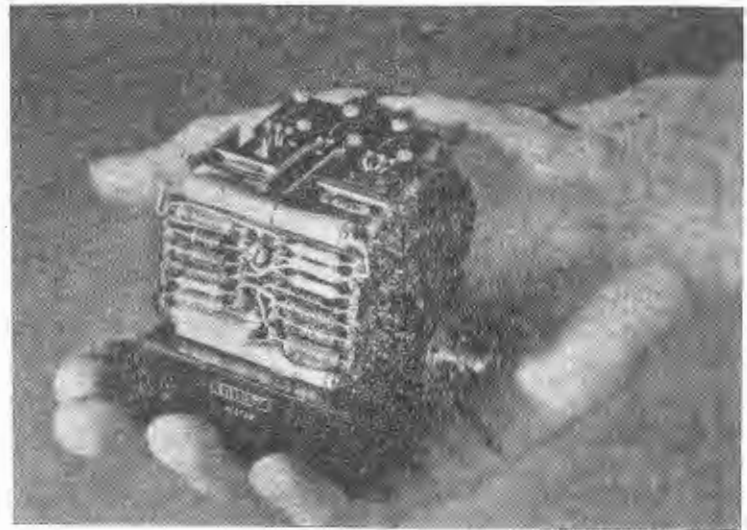
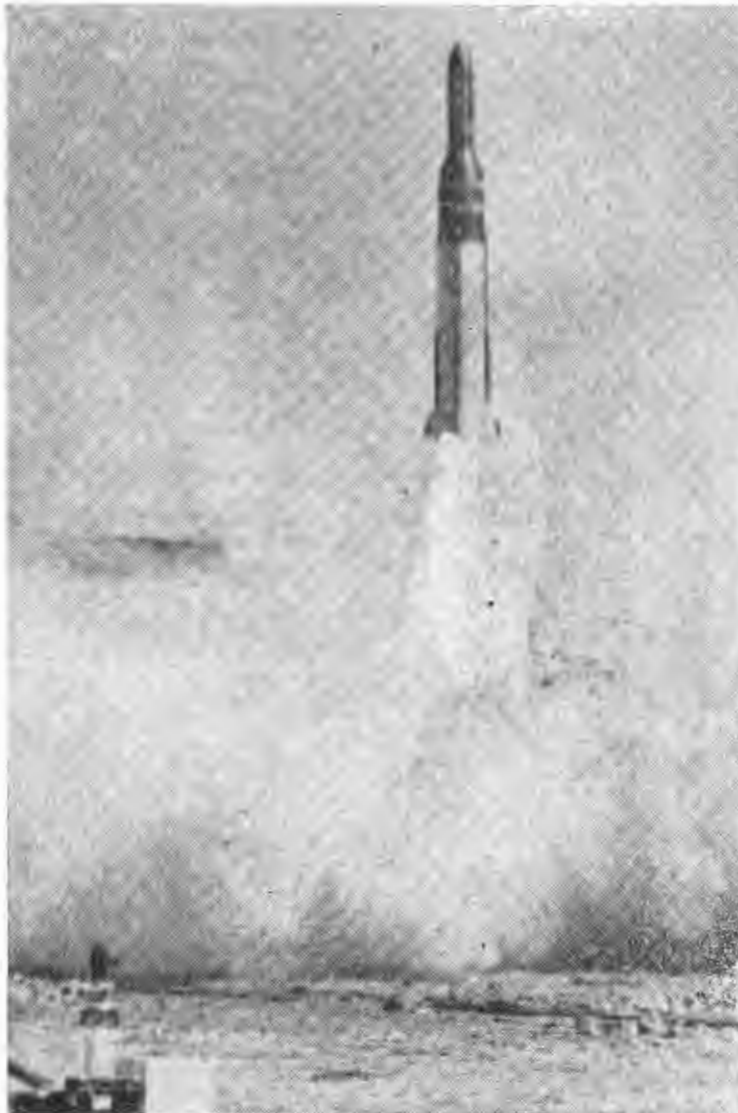
stopień jest stabilizowany za pomocą ruchu wirowego wokół osi podłużnej. Zdjęcie przedstawia moment wystrzelenia stopnia „Topaze” w ramach prób, mających na celu między innymi zbadanie zagadnień związanych ze sterowaniem za pomocą odchylenia wektora ciągu. Rakieta „Topaze” jest wyposażona w umieszczoną w części nosowej aparaturę o ciężarze 400 kG. Aparatura ta ląduje na spadochronie. W.K.

#### ELEKTRONOWE URZĄDZENIA WYTWÓRNI ELLIOT BROTHERS LTD NA WYSTAWIE W PARYŻU

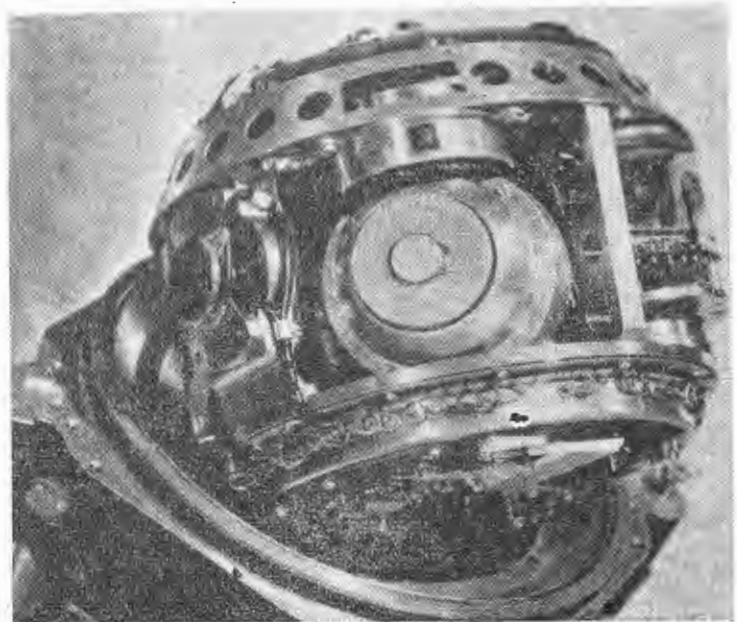
Wystawa paryska stała się okazją do pokazania publiczności po raz pierwszy nowych urządzeń elektronowych produkowanych przez wytwórnię Elliot Brothers Ltd. Urządzenia te obejmują:

— automatyczne układy pilotażowe o zmiennej stabilności, przeznaczone do badania parametrów aerodynamicznych i charakterystyk pilotażowych naddźwiękowych samolotów pasażerskich z ostrym, trójkątnym skrzydłem;

— mikrominiaturowy automatyczny układ ustępczający „Mini-Stab” łącznie z kompensatorem ciągu, przeznaczony do samolotów pionowego startu z oddzielnymi



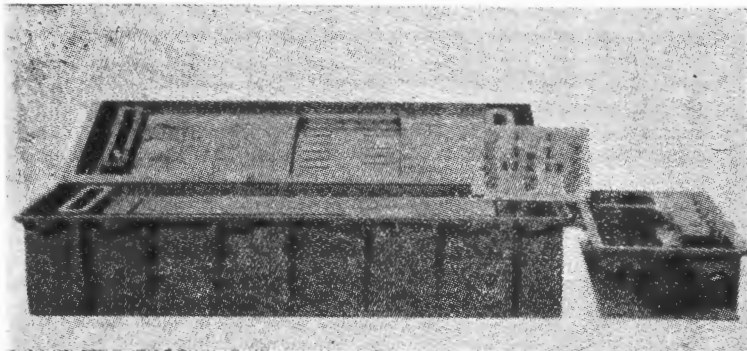
silnikami nośnymi. „Mini-Stab” (na zdjęciu) stanowi oddzielną pojedynczą skrzynkę, mieszczącą giroskop, wzmacniacz i źródła energii. Sygnały z tego urządzenia uruchamiają zawory doprowadzające powietrze do dysz sterujących samolotu. W przypadku uszkodzenia jednego z silków nośnych kompensator ciągu, zasilany powietrzem ze sprężarek silników, powoduje otwarcie przepustnic wszyst-



kich pozostałych silników, zwiększając w ten sposób ich ciąg:

— stabilizowane platformy E3 i E4 o ciężarze od 6,8 do 9,0 kG — łącznie z elektroniką — i o szerokim zastosowaniu. Mogą być wyposażone w różne typy giroskopów i przyspieszeniomierzy, co pozwala na wykorzystanie ich nie tylko jako prostych urządzeń ustępczościowych, lecz również do pełnej nawigacji bezwładnościowej;

— przenośny przelicznik Elliot 920 (na zdjciu) wykonujący działania z prędkością 50 000 1/sek. Jego objętość wynosi około 0,80 m<sup>3</sup>, ciężar — 45 kG. Może być stosowany



w układach nawigacyjnych, prowadzenia ognia, rozpoznawczych, meteorologicznych i w systemach obrony powietrznej;

— przepływomierze i ciągomierze z bardzo dokładnymi czujnikami, dzięki czemu mogą być stosowane w zamkniętych, automatycznych układach regulacji silników turbinowych. Ciągomierze odznaczają się wieloma nowymi rozwiązaniami i są przeznaczone do kontroli pracy silników turbinowych w czasie lotu.

Wystawiono poza tym układ kontroli ruchu powietrznego FREDA, układy do naprowadzania na cel przechwytywania i pocisków kierowanych LIGHTBRIGADE i FIREBRIGADE. —

W. K.

## NOWY TYP URZĄDZENIA RADAROWEGO

Zakłady Marconi (Anglia) opracowały nowy typ urządzenia radarowego, które znacznie może usprawnić kontrolę samolotów w powietrzu. Przekazywanie danych na temat wysokości lotu odbywa się za pomocą szeregu częstotliwości, a nie, jak dotychczas, za pomocą jednego kanału. Zastosowano poza tym elektroniczne sterowanie w płaszczyźnie pionowej wiązki wysyłanych fal, dzięki czemu odpadła konieczność oscylacyjnego ruchu całej głowicy w tej płaszczyźnie. Ważną cechą nowego radaru jest możliwość uzyskiwania danych dotyczących wysokości, odległości i kursu samolotu za pomocą jednego urządzenia, zamiast za pomocą dwóch urządzeń, jak to było dotychczas oraz to, że dane na temat wysokości uzyskuje się znacznie szybciej.

W. K.

## na półkach księgarskich

**Mechaniczeskaja obróbka łopatek gazoturbinnych dwigatielej, M. F. Idson.** Obróbka mechaniczna łopatek silników turbinowych, Oborongiz 1963, Rozdz. 11, stron 320.

Obróbka łopatek stanowi poważny i trudny rozdział wiedzy technologicznej. Konfiguracja łopatek, zakres stosowanych materiałów, warunki techniczne i wymagania dokładności odniesione do jednego produktu stwarzają kompleksowe zagadnienie opracowywane i rozwijane od kilkunastu lat.

Książka stanowi przegląd dotychczasowych osiągnięć w dziedzinie technologii łopatek, metod kontroli, sposobów i metod wytwarzania. Autor omawia aspekty konstrukcyjne i technologiczne, podział łopatek na elementy stwarzające osobne problemy wykonawcze. Dokonano również podziału łopatek zgodnie z ich przeznaczeniem konstrukcyjnym, a każdy typ łopatki i procesy z nią związane grupowano w niezależnych rozdziałach. W każdym z nich omówiono specyfikę i własności stosowanych materiałów, charakterystykę konstrukcyjną ze szczególnym uwzględnieniem warunków pracy, wymagań wytrzymałościowych i geometrii łopatek. Omówiono procesy i metody wytwarzania półfabrykatów i materiałów wyjściowych wraz ze specyfiką urządzeń i stosowanych środków. Zamieszczono analizę własności technologicznych materiałów stosowanych na poszczególne typy łopatek ze specjalnym uwzględnieniem skrawalności. W procesach obróbki mechanicznej omówiono sposoby bazowania i dobór powierzchni bazowych. Osobny temat stanowią technologiczne schematy obróbki. W samych procesach technologicznych, poza sekwencją operacji, zwrócono szczególną uwagę na operacje podstawowe i trudne wykonawczo, uwzględniając obrabiarki, przyrządy, narzędzia i pomoce konieczne do ich wykonania. Nie pominięto również zagadnienia podwyższenia trwałości łopatek i ich własności użytkowych za pomocą metod obróbki własnościowej. W takim układzie rozpatrzone zostały łopatki wirników turbin, kierownice turbinowe, łopatki wirników sprężarek i kierownice sprężarkowe.

Jako osobne zagadnienie potraktowane zostało szlifowanie pióra łopatek w wykonaniu obróbki ręcznej, tarczami ściernymi i taśmami z omówieniem obrabiarek, materiałów ściernych i charakterystyki procesu. W podobny sposób rozpatrzone zostały metody polerowania pióra: od polerowania mechanicznego do obróbki hydrościerniej. Osobny rozdział stanowi automatyzacja procesów wytwarzania łopatek. Uwzględniono tu automatyczne linie do obróbki zamków łopatek różnych typów, obrabiarki sterowane programowo oraz automatyzację procesów wytwarzania kopiałów. Na zakończenie przeglądu metod wytwarzania rozpatrzone zostały procesy obróbki elektrycznej, a głównie elektroimpulsowa obróbka pióra łopatek, obróbka elektrochemiczna i polerowanie elektrolityczne. Zakończenie książki stanowi przegląd metod kontroli ło-

patek. Szczegółowo omówiono kontrolę parametrów geometrycznych, kontrolę częstotliwości drgań własnych, metody luminescencyjne, defektoskopię barwnych proszków dla wykrywania pęknięć i badania prądami wysokiej częstotliwości. W książce zamieszczono dodatek stanowiący zbiór danych i zaleceń technologicznych z tablicami wartości parametrów obróbki, naddatków itp.

Materiał zgrupowany na 320 stronach stanowi poważną pomoc dla technologów silników turbinowych, a niektóre rozdziały mogą w dużym stopniu zainteresować technologów innych dziedzin. Zamieszczona literatura w ilości 26 pozycji umożliwia, w razie potrzeby, dokładniejszą analizę wybranych tematów. A. G.

**Suda na poduszku poduszki, Ju. Ju. Bienua, W. M. Korsakow;** Sudpromgiz, Leningrad 1962; str. 121, rys. 48, tabela poduszkowców, cena 22 kop.

W broszurze omówiono teoretyczne zasady projektowania poduszkowców oraz kierunki konstrukcyjne budowy. Przeprowadzono porównanie statków na poduszce powietrznej i statków wodnych. Na podstawie danych zagranicznych autor podaje zasady klasyfikacji i opisy poduszkowców, omawiając wyniki eksploatacyjne. Omówiono problemy stojące przed projektantami. Na 14 stronach zestawiono charakterystyki poduszkowców zbudowanych w latach 1959—61 oraz nowych projektów. Z.

**Mécanique du vol, les qualités de vol des avions et des engins, P. Lecomte;** Wyd. Dunod, Paris 1962; str. 398 duż. form., liczne wykresy i tabele, cena NF. 96.—

To obszerne dzieło, obejmujące pogłębioną i poszerzoną tematykę konwencjonalnej mechaniki lotu, opracował naczelny inżynier służby technicznej francuskich sił powietrznych. Podany materiał teoretyczny, matematyczno-fizyczny jest poparty praktyką, którą autor uzyskał w czasie długoletniej pracy w ośrodku badawczym Centre d'Essais en Vol. Podane są zazwyczaj najpierw cechy fizyczne zjawiska — a potem jego interpretacja matematyczna. Książka przeznaczona dla działów prób i badań lotniczych instytutów i uczelni. Z.

**ABC des Fliegens;** Wyd. Franck Verlagsbuchhandlung, Stuttgart 1962.

Ukazały się następujące tytuły tej serii:

- Einführung in die Aerodynamik, F. Seidler (str. 75);
- Die Stabilität in der Flugmechanik, F. Seidler (str. 87);
- Die Stationären Flugzustände, F. Seidler (str. 75);
- Kunstflug mit Segelflugzeugen, G. Greif (str. 64);
- Das Triebwerk, A. Heinzig i H. Zimmerman (str. 69).

Tematykę obejmującą podstawy teoretyczne oraz wiadomości praktyczne niezbędne dla szkolenia lotniczego — podano w prostych, dobrze ilustrowanych wykładach. Książka o napędach ogranicza się tylko do napędów tłokowych.

Warto zastanowić się, czy nie należy wydać tłumaczeń lub opracowań tego typu materiału dydaktyczno-praktycznego. Bowiemy książki, które się ukazały oraz drukowany w „Skrzydlatej Polsce” cykl „Teoretyczny kurs szybowcowy” opracowany przez J. Adamka i A. Glassa — w niewielkim tylko stopniu zaspokajają zapotrzebowanie na praktyczną wiedzę lotniczą na tzw. „II poziomie”.

**Grundlagen der Hydraulik**, J. Voigt; VEB Verlag Technik, Berlin 1962; str. 172, rys. 118, cena 27,50 zł (Wzorcownia PAN).

Książka opracowana dla monterów, majstrów oraz pracowników inżynierskich ma za zadanie dać podstawowe wiadomości umożliwiające rozszerzenie zastosowania hydrauliki w dziedzinie mechanizacji i automatyzacji. Również ma ona zapoznać z zagadnieniami normalizacji elementów hydrauliki. Dzieło zapoznaje z cieczami, ich fizycznymi właściwościami, urządzeniami zasilania (pompy różnych typów) i odbioru (silniki hydrauliczne) energii oraz częściami składowymi agregatów. Autor obszernie potraktował rozdzielacze hydrauliczne (Schaltungen) dla różnych systemów obiegu oraz zawory. Książka recenzowana, dzięki swej dokładności i wyczerpującemu ujęciu, może być przydatna projektantom i konstruktorom układów lotniczych.

**Liquid propellant engines**, N. J. Melek-Pashayew (Melek-Paszajew); Pergamon Press, London 1962; str. 175, rys. 75, cena 84,— zł (Wzorcownia PAN).

Jest to tłumaczenie z rosyjskiego dokonane przez W. E. Jonesa. Książka poświęcona podstawowym zagadnieniom silników przepływowych, przeznaczona dla studentów i techników, wymaga jedynie szkolnej znajomości matematyki i chemii. Zapoznaje ona czytelnika z teorią, konstrukcją i użytkowaniem silników przepływowych.

Omówiono raketowe silniki brytyjskie, amerykańskie i niemieckie. Książka ma za zadanie wprowadzić czytelnika w dziedzinę studiów nad techniką raketową. Recenzowane dzieło jest drukowane w Polsce na zlecenie PWN.

Równocześnie w.w. wydawnictwo angielskie przygotowuje do druku drugie tłumaczenie z rosyjskiego pt. „The chemical composition and properties of fuels for jet propulsion” J. M. Pauszki (5 funtów szterlingów).

Wreszcie sygnalizujemy o trzeciej książce adaptowanej w języku angielskim pt. „Flight altitude aircraft equipment” — L. T. Bykow, M. S. Jegorow, P. W. Tarasow, wydanej przez Pergamon Press. Z.

**Vertical takeoff and landing aircraft**, J. P. Campbell; The Macmillan Comp., New York 1962; str. 202, liczne fotografie i rysunki, cena 225 zł (Wzorcownia PAN).

Jest to pierwsza książka, która odzwierciedla szybki rozwój wymienionego w tytule sprzętu od STOL przez VTOL do GEM (ground effect machine — poduszki powietrznej). Autor daje syntetyczny przegląd statków tego typu, stosując podział na cztery grupy w zależności od formy napędu: wirniki, śmigła, wentylatory i turboodrzut, i w tym układzie opisuje konstrukcję, użytkowanie i osiągi sprzętu.

W rozdziale o wojskowym zastosowaniu statków informuje o maszynach przeznaczonych dla ratownictwa, badań, obserwacji i celów taktycznych. Ostatnie rozdziały poświęcono omówieniu maszyn V/STOL w komunikacji lotniczej oraz projektom perspektywicznym z opisywanej dziedziny.

**Control of aircraft and missile powerplants**, A. J. Sobey i A. M. Suggs; Wyd. John Wiley and Sons, New York — London 1963; str. 432, liczne wykresy i schematy, cena 375 zł (Wzorcownia PAN).

Książka stanowi wprowadzenie do analizy i konstrukcji urządzeń sterujących układem napędowym. Autorzy omówili zagadnienia charakterystyk napędów, aerodynamiki i dynamiki przepływów, hydrauliki, zasilania paliwem i smarowania. Oddzielne rozdziały poświęcono programowaniu i urządzeniom liczącym, statycznej pracy oraz metodom pomiaru parametrów.

**Flight performance handbook for powered flight operations**, praca zbiorowa naukowców „Space Technology Laboratories, Inc.”; Wyd. J. Wiley and Sons, New York — London 1963; dzieło dużego formatu, str. ok. 700, wiele wykresów, cena 450 zł (Wzorcownia PAN).

Autorzy omówili wymagania stawiane rakietom oraz określenie ich osiągnięć. Rozpatrzono zagadnienia zasięgu, ciężaru rakiety i nagrzewania aerodynamicznego. Oddzielny rozdział traktuje o problematyce wyrzucanego „ciężaru użytecznego” (payload) i stat-

kach kosmicznych. W końcowej części książki omówiono zagadnienia pojazdu i aspektów lotu na Księżyc i planety.

**Czy latanie jest bezpieczne**, J. Kopacz, S. Krakowski; Wyd. Mon 1963. Broszura z ilustracjami; cena zł 8.—

Dziełko poświęcone statystykom komunikacji lotniczej oraz ich analizie. Kończy się optymistycznym akcentem: nieustannie wzrasta bezpieczeństwo lotów.

**Nagryw letatelných apparátov v polotie**, L. Rajkow; Wojeznizdat, Moskwa 1962. Str. 100, ilustracji 38; cena zł 1,90.

Jest to dziełko omawiające w sposób encyklopedyczny zagadnienia związane z nagrzewaniem się samolotów podczas lotu. Broszurę opracowano na podstawie artykułów fachowej prasy zachodniej (35 tytułów — od SAE-Journal do Aviation Magazine) i radzieckiej z okresu 1956—1959 r. W poszczególnych rozdziałach omówiono reżim temperaturowy samolotów i statków kosmicznych, wpływ podwyższonej temperatury na materiały, ich wytrzymałość i własności, konstrukcje lotnicze dla szybkości ponaddźwiękowych i wreszcie wpływ wysokich temperatur na instalacje energetyczne, osprzęt oraz silniki.

**Flight Handbook. The Theory and Practice of Powered Flight**. Szóste wydanie opracowane przez W. T. Gunstona, redaktora technicznego czasopisma „Flight”. Wyd. Iliffe Book Ltd., Londyn 1962. Str. 331, ilustracje; cena 35 szylingów.

Omawiane wydanie zostało całkowicie przerobione tak, że można mówić o zupełnie nowej książce. Część historyczna została pominięta, natomiast zamieszczono najnowsze zagadnienia. Oddzielne rozdziały omawiają podstawowe zagadnienia aerodynamiki oraz budowę samolotów różnych typów łącznie z APSL (VTOL). Omówiono silniki napędowe, a wśród nich turbiny gazowe. Poświęcono rozdziały zabudowie silników; podwoziom, organom sterowania, przyrządom pokładowym i instalacjom pomocniczym. Książka zawiera wiele fotografii, rysunków konstrukcyjnych i schematów działania. Pożyteczny dla użytkowników jest dodatek, obejmujący statki powietrzne różnych typów oraz ich silniki.

**Wojskowy Przegląd Lotniczy; styczeń 1963**. A. Milkiewicz zapoznaje personel lotniczy z przyczynami uszkodzeń samolotów Jak 12 podczas startu i lądowania z bocznym wiatrem. Autor omawia pewne cechy konstrukcyjne tego samolotu, błędy popełniane przez pilotów, po czym wyprowadza wnioski — jak uniknąć uszkodzeń Jaka. E. Cichosz charakteryzuje tzw. „mały postęp” w konstrukcjach lotniczych, po czym kolejno zapoznaje czytelników z termofarbami, zastosowaniem elektroniki w badaniach układów paliwowych silnika, nowym rodzajem komory spalania, samozapalającym się paliwem (dla dokonywania rozruchu silnika na dowolnej wysokości), opo-nami ze szczotki drucianej, przykładami miniaturyzacji oraz bezpiecznym katapultowaniem. T. Królikiewicz omawia zagadnienie naziemnego zabezpieczenia lotu statku kosmicznego.

W recenzowanym zeszycie poświęcono też dwa artykuły pociskom raketowym, mianowicie: pełnemu asortymentowi pocisków USA (opisy i tabele) oraz metodom kierowania pociskami.

Prócz artykułów taktycznych, zeszyt zawiera również dział nowości lotniczych oraz recenzje wydawnictw.

**Wojskowy Przegląd Lotniczy; luty 1963 r.** E. Cichosz daje przegląd układów współpracujących lub pośredniczących w sterowaniu samolotem. Autor omawia wzmacniacze zwrotne i bezzwrotne oraz opisuje wzmacniacze hydrauliczne. Następnie omówione są symulatory obciążeń oraz zagadnienie stabilizatorów. A. Maćko zapoznaje z przechodzącymi raczej do historii wodnosamolotami myśliwskimi. Z okazji 40-lecia Aeroflotu J. R. Konieczny podaje rys historyczny i charakterystykę dnia dzisiejszego radzieckich linii lotniczych.

Z artykułów specjalistycznych WPL wymienić należy d. c. materiału T. Burakowskiego i A. Sali, poświęcony kierowaniu pociskami raketowymi, tłumaczenie artykułu z „Awiacji i Kosmonautyki” pt. „Rozpoznanie pogody, a bezpieczeństwo lotów” oraz obszerną wzmiankę o nowej broni „X” (piórunki kuliste wyrzucane przez generatory plazmowe).

Zeszyt II/63 zawiera również artykuły poświęcone taktyce lotniczej, dział nowości lotniczych i nowości księgarskich.

**Wojskowy Przegląd Lotniczy; marzec 1963 r.** J. Grzegorzewski omawia zagadnienie komór spalania lotniczych silników tur-



binowych. Po opisanie procesu spalania w komorze autor zapoznaje z typami komór oraz określa warunki, którym odpowiadać powinny materiały konstrukcyjne. S. Szczeciński i M. Łyżwiński opracowali artykuł na temat olejenia silników turbodrzutowych i turbośmigłowych. Omówiono stosowane oleje, schematy układów oraz konstrukcję podstawowych części układu olejowego. M. Rózbicki — wychodząc z założeń dzisiejszych rakiet — opisuje silniki statków kosmicznych przyszłości: od projektu turbozespołu „General Electric” do silników fotonowych. Autor E. C. dokonał przeglądu ciekawszych konstrukcji lotniczych; zostały więc omówione Northrop F-5A „Freedom Fighter” i T-38 „Talon” w zakresie charakterystyki, warunków obsługi i uzbrojenia. Podano też porównanie F-5A z T-38 i samolotami serii „sto” (F-100 „Super Sabre”, F-101 i F-104).

Zeszyt III zawiera ponadto interesujący — oparty częściowo na źródłach zachodnich — artykuł J. Korowajczuka poświęcony problemom rozwoju urzędów obsługi sprzętu lotniczego, oraz E. Isalskiego o odczytywaniu wyników fotografowania lotniczego z negatywów.

Wreszcie obok artykułów taktycznych i historycznych zamieszczono ocenę wystawy „Politechnika Warszawska — gospodarce narodowej”, zwykły dział nowości oraz recenzji.

Z.

**WOJSKOWY PRZEGLĄD LOTNICZY**, kwiecień 1963 r. Ten ciekawy numer W.P.L. otwiera obszerne opracowanie E. Cichosza pt. Samoloty szkolno-treningowe z napędem odrzutowym. Po interesującym wstępie, omawiającym zmianę poglądów na metody szkolenia pilotów w Anglii, Francji i USA oraz naświetleniu zagadnienia miejsce załogi: w „tandem” czy „obok siebie” — autor

artykułu daje przegląd ciekawszych konstrukcji samolotów. Znajdujemy tu m.in. opis i dane najnowszych typów sprzętu treningowego: Macchi MB-326A (Włochy, 1957), Fuji T1F2 (Japonia, 1958), Northrop T-38 „Talon” (USA, 1959), TS.11 „Iskra” (1959), Canadair CL-41 (Kanada, 1960), Heinkel-Potez CM-191 (NRF—Francja, 1961), SAAB-105 (Szwecja, 1963). Artykuł zawiera liczne rysunki, pokazujące rozmieszczenie wyposażenia. E. Cichecki podaje kierunki w budowie podwozi lotniczych. T. Rajpert omawia charakterystykę hałasu wywołanego przez silniki lotnicze oraz metody ich zwalczania.

Dwa dalsze artykuły poświęcono fizjologii i psychologii pracowników lotnictwa. Z. Edelwejn omawia symposium medycyny lotniczej (Praga 1962), mające na celu zapobieganie wypadkom lotniczym poprzez właściwe badania lekarskie personelu. K. Galubińska — naświetla rolę predyspozycji psychologicznej w astronautyce.

J. R. Konieczny podaje rys historyczny i stan obecny komunikacji lotniczej w Czechosłowacji. Dane nie obejmują 1962 r., jednak wykazują ogromną dynamikę rozwoju ČSA. Oto kilka liczb porównawczych 1958/1961 r.: długość linii — 18 000/69 000 km, przewieziono pasażerów — 407 000/759 000, przewozy — 22 000/52 000 w tys. tonokm.

Zeszyt IV zawiera ponadto: omówienie działalności komisji powołanej dla prac przy księgozbiorze Cz. Zbierańskiego z USA (dar dla kraju seniora lotnictwa, obejmujący ponad 3000 tomów, chwilowo ulokowany w Instytucie Lotnictwa), nowości oraz recenzję interesującej książki P. Sokołowa — Wojna a ludzkie rezerwy (tłumaczenie, Wyd. MON, zł 15; dużo informacji związanych z lotnictwem).

Z.

## KRONIKA

— V Kongres Związków Zawodowych na stanowisko sekretarza CRZZ powołał dotychczasowego sekretarza generalnego Zarządu NOT inż. W. Obolewicz. Wybór ten spowoduje dalsze zacieśnienie współpracy pomiędzy NOT i CRZZ.

— Na posiedzeniu Rady Głównej NOT omówiono i pozytywnie oceniono działalność NOT w 1962 r. W związku z ustąpieniem inż. Obolewicza ze stanowiska sekretarza gen. Zarządu funkcję tę powierzono mgr inż. K. Kimsztalowi z SEP.

— Minister Przemysłu Ciężkiego powołał Radę Instytutów, w skład której wchodzi dyrektorzy wszystkich instytutów i centralnych laboratoriów tego resortu. Rada jest organem doradczym i opiniodawczym departamentów techniki MPC.

— Odbyło się walne zebranie Klubu Seniorów Lotnictwa. Po przeprowadzonej weryfikacji KSL liczy 373 członków i kilka filii na prowincji. Za największe osiągnięcie Zarządu należy uznać powołanie do życia Komisji Budowy Muzeum Lotnictwa oraz Domu Lotnika. W jej skład wchodzi m.in. przedstawiciele: Inspektoratu Lotnictwa, Dep. Lotnictwa Cywilnego, APRL, KSL, Zjednoczenia Przem. Lotniczego oraz Muzeów — Techniki i W.P. Przewodniczącym jest M. Konieczny. Muzeum będzie wybudowane na Bemowie, zaś Dom Lotnika na d. Polu Mokotowskim. Tamże stanie Pomnik Lotnika.

Komisja Emerytalna Zarządu K. S. wyjednała dla członków 17 rent specjalnych (w wysokości 2500 zł, przyznawanych przez Prezesa RM) i wyjątkowych (1200 zł — przez ZUS). Ponadto wystąpiono o 15 odznaczeń państwowych. Członkowie Klubu obsłużyli 43 spotkania z młodzieżą, oraz 30 ze społeczeństwem.

— Komisja Budowy KSL pracuje w 3 roboczych podkomisjach: historyczno-inwentaryzacyjnej (przewodniczący mgr J. Osinski), inwestycyjno-lokalizacyjnej (ppk S. Moląg) i konserwacji ekspozycji. Ostatnio zdecydowano przejąć hangar w Rakowicach pod Krakowem dla pomieszczenia historycznych samolotów z Wrocławia.

— Walny Zjazd 280 delegatów SITK obradował w Warszawie nad postępowaniem w transporcie. Omawiano też zagadnienia komunikacji lotniczej. Zjazd zgłosił postulat powołania do życia wyższej uczelni technicznej, która kształciłaby wyłącznie specjalistów komunikacji. Redakcja T.L. usilnie popiera ten dążeń.

— IV Krajowa Konferencja Techniczna Komunikacji Lotniczej zorganizowana przez Sekcję Komunikacji Lotniczej SITK odbyła się w Warszawie w dn. 24 i 25 czerwca br. W pierwszym dniu wygłoszone zostały dwa referaty (mgr inż. R. Aleksandrowicza i mgr inż. B. Piątkowskiego) oraz koreferat (mgr J. Osinskiego), odbyła się dyskusja oraz powzięto uchwały. Dzień następny poświęcono na zwiedzanie urządzeń lotniska Okęcie oraz loty propagandowe dla uczestników narady. Konferencja zgromadziła 70 przedstawicieli świata lotniczego. Obecny był dyrektor DLC ppk Faber, dyrektor „Lotu” J. Zwierzyński, z ramienia Inspektoratu Lotnictwa ppk W. Heinrich oraz duża grupa oficerów, z Politechniki Warszawskiej prof. L. Dułęba i in. Organizator Konferencji — Sekcja Komunikacji Lotniczej — to stowarzyszenie o dużej preżności; ilość członków w latach 1958—62 wzrosła z 200 do 500 (odstąpiono od zasady przyjmowania tylko inżynierów i techników); przewodniczącym Zarządu Głównego jest ppk Hyla.

— Aerokluby w zakresie szkolenia za pierwsze półrocze mają duże osiągnięcia. Szybownicy zdobyli: 44 pojedyncze diamenty, 2 odznaki diamentowe, 26 złotych i 68 srebrnych. W ub.r. FAI przyznała 76 odznak diamentowych, z czego 15 przypadło Polsce (13 pochodzi z Aeroklubu Jeleniogórskiego). Koszt za 1 godz. lotu szkoleniowego w 1962 r. wyniósł: dla samolotów — 1025 zł, dla szybowców 908 zł; 1 skok z samolotu kosztował 814 zł.

— Szkoła w Fordonie (obchodząca XXX-lecie) może się poszczycić piękną statystyką: w okresie 1945—62 r. wykonano tu 212 tys. star-  
tów szybowcowych i przeleciało 1 000 000 kilometrów w ciągu 15 tys. godzin.

— IX Szybocowe Mistrzostwa Polski wyłoniły Mistrza Polski. Został nim młody szybownik z Bydgoszczy — J. Wróblewski. Zwycięzcy z Argentyny, Makula i Popiel, uzyskali 4 i 3 lokate. Z okazji zakończenia IX S.M.P. — mistrz i wicemistrz szybowcowy świata otrzymali tytuły Zasłużonych Mistrzów Sportu.

Prawie równocześnie odbyły się w Stalowej Woli IV Samolotowe Mistrzostwa Polski w Akrobacji (na samolotach „Zlin 26”). Mistrzem w tej dyscyplinie — po raz trzeci — został St. Kasperek ze Świdnika.

— Na Międzynarodowych Zawodach Spadochronowych w NRD indywidualnie (St. Czerwonka) i drużynowo Polacy uplasowali się na 3 miejscu, w skokach grupowych — 2 miejscu.

— Z okazji 40-lecia pracy pilota komunikacyjnego K. Długoszewskiego — odbyła się w PLL „Lot” uroczystość okolicznościowa. Kolegium T.L. załącza życzenia dla Jubilata.

— PLL „Lot” ma ponad 100 pracowników, którzy przelecieli milion kilometrów; w tym 8 pilotów ma na swym koncie ponad 3 miliony km, a 49 (piloci, radionawigatorzy i stewardesy) — ponad 2 miliony km.

— Centralne Biuro Sprzedaży i Rezerwacji Miejsc „Lot” funkcjonuje w Warszawie w nowym lokalu. Korzystają z Biura podróży PLL „Lot” oraz pasażerowie zagranicznych linii przechodzących przez Warszawę. Biuro posiada nowoczesną łączność teleksową. W ciągu kilkunastu minut dokonuje się rezerwacji miejsc w samolotach odlatających z portów europejskich. Rezerwacja miejsc na samolot odlatający z portu na innym kontynencie, np. z Chicago, trwa tylko 2 godziny. C.B.S. i R.M. utrzymuje bezpośrednie kontakty handlowe z 230 towarzystwami zagranicznymi na całym świecie.

— W Moskwie uruchomiono w br. biuro Polskich Linii Lotniczych „Lot”, którego otwarcia dokonał dyrektor naczelny PLL „Lot” inż. Jan Zwierzyński.

— Podwójny jubileusz obchodzą pracownicy PLL „Lot”. Minęło bowiem 40 lat od chwili, kiedy z Warszawy wystartował do Krakowa pierwszy Junkers z 4 pasażerami. Lot trwał 2 godziny. Obecnie ze stolicy do Krakowa latają „Ily 14”, które w 50 minut dowożą 26 pasażerów.

Drugi jubileusz to wyremontowanie w bazie „Lot” na Okęciu setnego samolotu. Od założenia Wydziału Remontowego „Lot” w 1952 r. wyremontowano 77 samolotów Li-2, 14 płatowców DC-3 i 9 IL-14. Remont pierwszego samolotu pochłonął 24 tysiące roboczogodzin, obecny remont trwa o połowę krócej. „Lot” przeprowadza również kapitalne remonty silników.

# PRZEGLĄD DOKUMENTACYJNY LOTNICTWA

OPRACOWANY PRZEZ OŚRODEK INFORMACJI INSTYTUTU LOTNICTWA

DODATEK DO MIESIĘCZNIKA „TECHNIKA LOTNICZA”

ROCZNIK XIII

WARSZAWA, PAŹDZIERNIK 1963 r.

ZESZYT 10

## HYDROAEROMECHANIKA

533.691.16:533.6.013.12

ILot

Lachmann G. V.: Boundary layer control for low drag. Sterowanie warstwą przyścienną dla uzyskania małego oporu. Aircr. Engng., 1962, t. 34, nr 398, s. 108—115, ods. 33.

Kontynuując przegląd obecnej sytuacji, autor dyskutuje o zagadnieniach dotyczących projektowania, wytwarzania, działania i ekonomii samolotu o małym oporze.

A. K.

533.6.013.422:533.691.155

ILot

Broadbent E. G., Hartley E. V.: A note on flutter of asymmetric controls. Notatka o flatterze niesymetrycznych sterów. A. R. C. R. a. M., 1960, nr 3256, ss. 10, rys. 3, tabl. 2, ods. 2.

W pracy przedstawiono próbę opracowania wskazówek najlepszego przybliżenia obliczeń flatteru samolotu z niesymetrycznym sterem wysokości. W praktyce występują stery z niesymetrycznymi przywieszkami, lecz dla celów obliczeniowych przedstawionych w pracy przyjęto, że cały ster jest niesymetryczny; zrobiono to dla zmniejszenia trudności obliczeniowych. Stwierdzono, że bardziej stateczna strona samolotu może być zastąpiona przez odbicie zwierciadlane mniej statecznej, bez większych błędów dla obliczeń typu opisywanego. Wydaje się, że daje to lepsze przybliżenie niż rozważanie samolotu niesymetrycznego i jego symetrycznych i niesymetrycznych postaci drgań.

J. Ch.

533.6.013.8

ILot

Hakkeling B.: Airplane loads in pitching manoeuvres. Obciążenia samolotu przy wykonywaniu manewrów w pionie. National Luchtvaartlaboratorium (NLL) — TR S. 529, ss. 23, rys. 44, tab. 2.

W celu otrzymania obrazu współczesnych wymagań odnośnie manewrów w pionie, obliczono obciążenie stateczników, przyspieszenie normalne samolotu, przyspieszenie kątowe i wymagane siły na drążku dla wybranego manewru. Zbadano wpływ krzywej kąta wychylenia steru wysokości w funkcji czasu oraz wpływ położenia środka ciężkości, ciężaru samolotu i momentu bezwładności.

J. Ch.

## ZAGADNIENIA WYTRZYMAŁOŚCIOWE W KONSTRUKCJACH LOTNICZYCH

531.781.2:531.252.3

ILot

Stress analysis. Analiza naprężeń. Aircr. Prod., 1963, t. 25, nr 1, s. 27—33, rys. 12, tab. 2.

Tensometry oporowe i elastooptyka, jako metody określania rozkładu naprężeń są dobrze znane. W ostatnich latach opracowano technikę polaryzacyjną z wykorzystaniem błon. Informacje otrzymane tą techniką są analogiczne do uzyskanych z nieskończonej ilości tensometrów. Technika ta stosowana do ciężkich zespołów może być wprowadzona jako kontrola techniczna w produkcji. W artykule omówiono istotę metody, aparaturę pomiarową, stosowane błony plastikowe, metodykę pomiaru oraz aparaturę pomocniczą.

A. G.

621.438—253

ILot

Deutsch E. J.: A method of stress analysis for shrouded discs. Metoda analizy naprężeń w tarczy wzmocnionej bandażem. Aerospace Engng., 1962, t. 21, nr 3, s. 24—30, ods. 6.

Przedstawiono przybliżoną metodę skończonych różnic analizy szczególnie istotnych przypadków wzmocnionych bandażem tarcz sprężarki lub turbiny, posiadających łopatki promieniowe. Rozwiązanie liczbowe jest dostosowane do zaprogramowania na cyfrową maszynę elektroniczną. Forma programowania jest wybrana tak, aby zredukować do minimum koszty trudności postępowania się analizą. Wszystkie rozkazy zostały zaprogramowane w pewien system.

A. K.

## AERODYNY, ICH CZĘŚCI I OSPRZĘT

533.662.3:629.136.039

ILot

Whittley D. C.: Simplified mechanics of the lifting fan. Uproszczona mechanika wentylatora nośnego. Aircr. Engng., 1962, t. 34, nr 398, s. 96—101, ods. 2.

Rozważono zjawisko strat w przewodzie oraz zjawisko prędkości postępowej samolotu pionowego startu i statku na powierzchni powietrznej.

A. K.

629.13.014.5

ILot

Smith K.: A comparison on the control problems of missiles and manned aircraft. Porównanie problemów sterowania pociskami i samolotami z załogą. J. roy. aero. Soc., 1962, t. 66, nr 615, s. 177—185, ods. 2.

Najpierw wymieniono wymagane właściwości układu sterowania, a następnie przeprowadzono porównanie wszystkich układów samolotów z załogą i pocisków. Przedyskutowano sprzężenie zwrotne układu sterowania pocisku, środki sterowania, pilota w stosunku do automatycznego pilota oraz układy sterowania biegunowy i kartezyjski.

A. K.

527.6

ILot

Duguid A. W.: Integrated navigation systems for V/STOL aircraft. Automatematyczne układy sterowania dla samolotów pionowego i skróconego startu i lądowania. Canad. aero. space J., 1962, t. 8, nr 2, s. 31—37.

Rozważono najpierw szczególne zagadnienia operacyjne i wymagania, które nasuwają samoloty pionowego i skróconego startu i lądowania projektantowi układów sterowania, włączając w to dostarczenie danych pilotowi i układowi sterującemu pilota. Przedyskutowano metody rozwiązań czyniących zadość tym wymaganiom, przy zastosowaniu sygnałów wejściowych z czujników bezwładnościowych i czujników Dopplera.

A. K.

## SILNIKI LOTNICZE

621—253.5:621.454:533.6.011

ILot

Bammert K.: Die Strömung inn vielstufigen Axialturbinen mit gerader Beschauelfung. Przepływ w wielostopniowych turbinach osiowych z prostym ułopotkowaniem. DFL-Bericht nr 135, 1961, ss. 18, rys. 25.

W wielostopniowych turbinach osiowych z prostymi łopatkami ustala się z pierwszym stopniem pole przepływu, które następnie powtarza się praktycznie za wszystkimi dalszymi jednorodnymi stopniami. W ten sposób cyrkulacja zarówno na wieniec kierujących, jak i ruchomych jest — pomijając pierwszy stopień — stała wzdłuż długości łopatek. Tak więc z punktu widzenia przepływowego nie osiąga się żadnych istotnych korzyści z zastosowania w miejsce łopatek prostych — znaczniejszych droższych łopatek skręconych. Pod nazwą łopatek prostych należy rozumieć wszystkie łopatki, dla których kąt na wyjściu jest stały wzdłuż długości.

J. Ch.

621—253.5:621.438

ILot

Bammert K.: Die Strömung in Gleichdruckturbinen mit graden Schaufeln. Przepływ przez turbiny akcyjne z nieskręconymi łopatkami. Forsch. Ing. Wes., 1962, t. 28, nr 1, s. 3—10, ods. 1.

Przedstawiono metodę dla obliczenia trójwymiarowego pola przepływu za tarczami kierowniczymi i wirnikami z łopatkami o stałym kącie wylotowym. Wyniki dają zmianę przepływu wzdłuż wysokości łopatki dla następujących po sobie stopni, miejscowo stopień reakcji i współczynnik ciśnienia. Wyniki te porównano z wynikami uzyskanymi dla turbin reakcyjnych; dostarczają one pewnych uwag odnośnie do projektowania łopatek.

A. K.

Przeгляд dokumentacyjny zawiera jedynie część analiz dokumentacyjnych z zakresu lotnictwa. Pełna dokumentacja ukazuje się w postaci kart dokumentacyjnych wydawanych przez Centralny Instytut Informacji Naukowo-Technicznej i Ekonomicznej (Warszawa, Al. Niepodległości 188). CIINTE przyjmuje prenumeratę kart dokumentacyjnych, która może obejmować zarówno całą dokumentację naukowo-techniczną, jak i oddzielne jej działy lub poszczególne zagadnienia i tematy. CIINTE wykonuje odpłatnie (wg Cennika ZUD) fotokopie i mikrofilmy publikacji objętych zarówno przeglądem dokumentacyjnym, jak i kartami dokumentacyjnymi.

Tabela 3 Dane technologiczne, własności i zastosowanie rodzicielskich stopów tytanu

L.p.	Oznaczenie stopu	Postać	Warunki przerobki plastycznej	Warunki obróbki cieplnej	Melody spawania i zgrzewania	Własności charakterystyczne	Zastosowanie
1	BT1	Blachy, preły prasowane i kule, druty, cz. tłoczone i kule	Na zimno lub na gorąco w temp. 1000-760°C	Wyżarzanie odprężające; blach w temp. 520-530°C, prełów i odkuwek w temperaturze 670-700°C	Łukowo w osłonie argonu; zgrzewanie punktowe, liniowe i doczołowe	Oporny na korozję i działanie roztworów kwasu azotowego, wilgotnej atmosfery oraz wody. Skrawalność dostateczna	Części, od których wymaga się znacznej wytrzymałości przy niewielkim ciężarze i wysokiej odporności na korozję; pracujące w temp. do 300-350°C
2	BT3	Preły kule, części tłoczone i kule, taśmy i płaskowniki	Na gorąco w temp. 1050-850°C	Wyżarzanie w temperaturze 700-800°C		Oporny na korozję jak stop BT1	Części kule i tłoczone, pracujące w temperaturach do 350°C
3	BT3-1	Preły kule, części tłoczone i kule	Na gorąco w temp. 1050-850°C	Wyżarzanie stopniowe w temperaturze 870 i 650°C		Oporny na korozję jak stop BT1	Części kule i tłoczone, pracujące okresowo w temperaturach do 450°C; łorczy i łopatki sprężarek
4	BT4	Blachy, części tłoczone i kule	Na gorąco w temp. 1050-850°C	Wyżarzanie w temperaturze 700-750°C	Łukowo w osłonie gazów obojętnych	Oporny na korozję jak stop BT1. Skrawalność dostateczna.	Części z blach i elementy konstrukcji pracujące w temperaturach do 350°C
5	OT4 OT4-1	Blachy, części tłoczone i kule	Na zimno (blachy) lub na gorąco w temperaturze 950-800°C	Wyżarzanie odprężające w temp. 700-800°C; wyżarzanie zmiękczone w temperaturze 600-700°C	Łukowo w osłonie argonu; zgrzew. punkt. liniowe i doczoł.	Oporny na korozję jak stop BT1. Skrawalność dostateczna.	Części z blach, tłoczone, gięte i spawane, pracujące w temperaturach do 350-400°C
6	BT5-1	Blachy, części tłoczone i kule, preły kule	Na gorąco	Wyżarzanie odprężające po spawaniu	Łukowo w osłonie argonu; zgrzew. punkt. liniowe i doczoł.	Oporny na korozję jak stop BT1. Skrawalność dostateczna	Części sprężarek, pracujące w podwyższonych temperaturach
7	BT6	Blachy, części tłoczone i kule, preły kule	Na gorąco w temp. 700-500°C	Przesycanie i starzenie w temp. 450-650°C; wyżarzanie odprężające po spaw. w temp. 700-800°C	Łukowo w osłonie gazów obojętnych	Oporny na korozję jak stop BT1. Skrawalność dostateczna.	Części pracujące w temperaturach do 400°C, spawane i obrabiane cieplnie
8	BT8	Części tłoczone i kule	Na gorąco	Wyżarzanie odprężające po spawaniu	Łukowo w osłonie gazów obojętnych	Oporny na korozję jak stop BT1. Skrawalność dostateczna	Części pracujące okresowo w temperaturach do 500°C

Tabela 2. Własności fizyczne rodzicielskich stopów tytanu

L.p.	Oznaczenie stopu	Ciężar właściwy g/cm <sup>3</sup>	Średni współczynnik rozszerzalności liniowej α · 10 <sup>-6</sup>	Średnie przewodn. cieplne kal/cm · sek · °C
1	BT1	4,50	8,0	0,040
2	BT3	4,46	8,4	0,017
3	BT3-1	4,50	8,6	0,019
4	BT4	4,60	8,5	0,020 - 0,030
5	OT4	4,55		0,020
6	BT5-1	4,50	8,0	0,018
7	BT6	4,43	8,4	0,018
8	BT8	4,47	8,4	0,017

Tabela 4. Własności mechaniczne rodzicielskich stopów tytanu w temperaturze 20°C

L.p.	Oznaczenie stopu	Moduł sprężystości E, kg/mm <sup>2</sup>	Granica plastyczności σ <sub>p</sub> , kg/mm <sup>2</sup>	Wytrzymałość na rozciąganie R <sub>m</sub> , kg/mm <sup>2</sup>	Wydłużenie względne δ <sub>5</sub> , %	Przewężenie C, %	Udarność U <sub>K</sub> , kg/cm <sup>2</sup>
1	BT1	10500 - 11000	47 <sup>1)</sup>	45 - 75	> 15	40 - 45	5 - 7
2	BT3	11000	85 - 105	95 - 115	10 - 16	25 - 40	3 - 6
3	BT3-1	11500	85 - 110	95 - 115	10 - 16	25 - 40	3 - 6
4	BT4	11000 - 12000	70 - 80	85 - 105	10 - 22	> 30	> 3,5
5	OT4	11000 - 12000	55 - 65	70 - 90	10 - 40	30 - 55	3,5 - 6,5
6	BT5-1	10400	70 - 85	75 - 95	> 10	> 25	> 4
7	BT6	11300	80 - 90	90 - 110	8 - 13	30 - 45	> 3,5
8	BT8	11000	95 - 110	105 - 118	9 - 15	30 - 55	3 - 6

φ Dłg R<sub>p</sub> = 61 kg/mm<sup>2</sup>

Tabela 6 Właściwości mechaniczne przemysłowych galunków tytanu produkowanych w USA i Anglii

Lp.	Oznaczenie tytanu	Zawartość domieszek %	Postać	Stan	Właściwości mechaniczne				Producent	
					Wytrzymał. na rozciąganie $R_r$ kg/mm <sup>2</sup>	Granica plastyczności $R_p$ kg/mm <sup>2</sup>	Wydłużenie %	% Przewężenie		Twardość
1	MST-3gal	max 0,25	Blachy	wyżarzony	56	51	25	55	60HRA	Mallory-Sharon Titanium USA
					88	77	12	30	64HRA	
					56	51	25	55	62HRA	
					70	60	18	15	61HRA	
2	MST-4gal	0,3-0,8	Blachy	wyżarzony	91	84	6	14	65HRA	Mallory-Sharon Titanium USA
					56	53	18	50	61HRA	
					42	39	20	—	90HRB	
					56	49	18	—	102HRB	
3	RS-55	max 0,2	Odkuwki	wyżarzony	46	39	20	55	50-54HRA	Republic Steel USA
					56	49	15	50	54-58HRA	
4	RS-70	max 0,2	Odkuwki	wyżarzony	84	74	12	35	—	Rem-Cry (Titanium) USA
					63	56	15	30	54-58HRA	
5	RC-55	max 0,2	Blachy	wyżarzony	46	39	20	55	50-54HRA	Rem-Cry (Titanium) USA
					56	49	15	50	54-58HRA	
6	RC-70	max 0,2	Blachy	zgniat 50%	84	74	12	35	—	Rem-Cry (Titanium) USA
					63	56	15	30	54-58HRA	
7	TI55A	max 0,02	Blachy, taśmy	wyżarzony	46	34	26,5	—	80HRB	Titanium Metals Co. USA
					56	49	20	—	85-95HRB	
8	TI 75A	max 0,07	Płyty	wyżarzony	49-70	39-56	18	—	190-240HB	Titanium Metals Co. USA
					53-63	46-56	20	45-50	—	
9	TI 100A	max 0,07	Druć	ciagniony na zimno	98-105	84-91	8	35-40	—	Titanium Metals Co. USA
					53-70	42-56	20-30	—	235 HB	
10	Titanium 130	—	Odkuwki	—	70	63	15	—	30HRC	Imperial Chemical Industry Anglia
					70-84	60-81	15-22	—	250-290HB	
11	Titanium 199	—	—	—	70-81	57-67	20	45-50	—	Imperial Chemical Industry Anglia
					130-137	109-116	10	20-30	—	

Pamięć konstruktorów TI-3753 str. 2 ark.

Tabela 5 Właściwości mechaniczne rozdzielnic stopów tytanu w temp. podwyższonych

Lp.	Oznaczenie stopu	Temp. badania C	Moduł sprężystości $E$ kg/mm <sup>2</sup>	Granica plastyczności $R_p$ kg/mm <sup>2</sup>	Wytrzymałość na rozciąganie $R_r$ kg/mm <sup>2</sup>	Wydłużenie względne %
1	BT 1	100	39	49	23	
		200	27	35	26	
		300	22	28	28	
		400	19	23	29	
2	BT 3	100	10500	76	82-95	10
		200	9900	62	69-83	10
		300	9500	53	60-74	11
		400	8500	50	57-71	12
3	BT 3-1	500	7500	41	54-61	14
		100	10400	80	87	14
		200	9500	61	74	15
		300	9000	56	65	14
4	BT 4	400	8500	49	60	14
		450	8300	47	58	14
		500	8000	42	56	15
		300	—	42	59	26
5	OT 4	350	—	41	56	24
		400	—	40	54	12
		200	—	52	52	38
		300	—	44	44	36
6	BT 5-1 (blacha)	350	—	43	43	35
		400	—	43	43	32
		450	—	42	42	31
		500	—	39	39	37
7	BT 6	100	10000	52-70	66-84	15
		200	9300	42-55	55-68	12-23
		300	8700	38-48	48-58	11
		350	8100	36	46	—
8	BT 8	400	7800	37-44	45-52	9-20
		350	9500	45	65	10
		450	9100	42	55	9
		100	11000	84	96	10
9	BT 8	200	11000	71	86	10
		300	10500	69	83	8
		400	9600	61	75	8
		500	9000	57	72	8
600	7900	32	60	9		