

1967

9

technika  
lotnicza  
i astronautyczna







Dr inż. OLGIERD WOŁCZEK

621.455

## Duże silniki raketowe

*Coraz większe rakiety stosowane są dziś do realizacji programów kosmicznych. Współczesne statki nośne nie zaspokajają jednak istniejących potrzeb. Dlatego niezbędne jest intensywne rozwijanie wielkich silników raketowych. Chodzi tu w zasadzie o dwa ich rodzaje — silniki na ciekły oraz na stały materiał pędny.*

### Silniki H-1 i F-1

Rozwój wielkich silników raketowych, wykorzystujących ciekłe materiały pędne, łatwo można prześledzić na przykładzie układów napędowych stopni podstawowych dużych rakiet amerykańskich serii „Saturn”. Są to silniki klasyczne. Wykorzystuje się w nich bowiem od dawna znane i wypróbowane składniki materiału pędnego: naftę i tlen.

Stopień podstawowy najmniejszej z wspomnianych rakiet — rakiety „Saturn” 1 — napędzany był przez osiem silników oznaczonych symbolem H-1, produkowanych w firmie Rocketdyne.

Pierwsza próba silnika H-1 odbyła się w grudniu 1958 r. Seryjnie budowane jednostki miały początkowo ciąg 75 T. W marcu 1964 roku przedsiębiorstwo Rocketdyne przekazało agencji kosmicznej NASA pierwszy silnik H-1 o ciągu 90 T. Obecnie silniki H-1 osiągnęły ciąg 94 T.

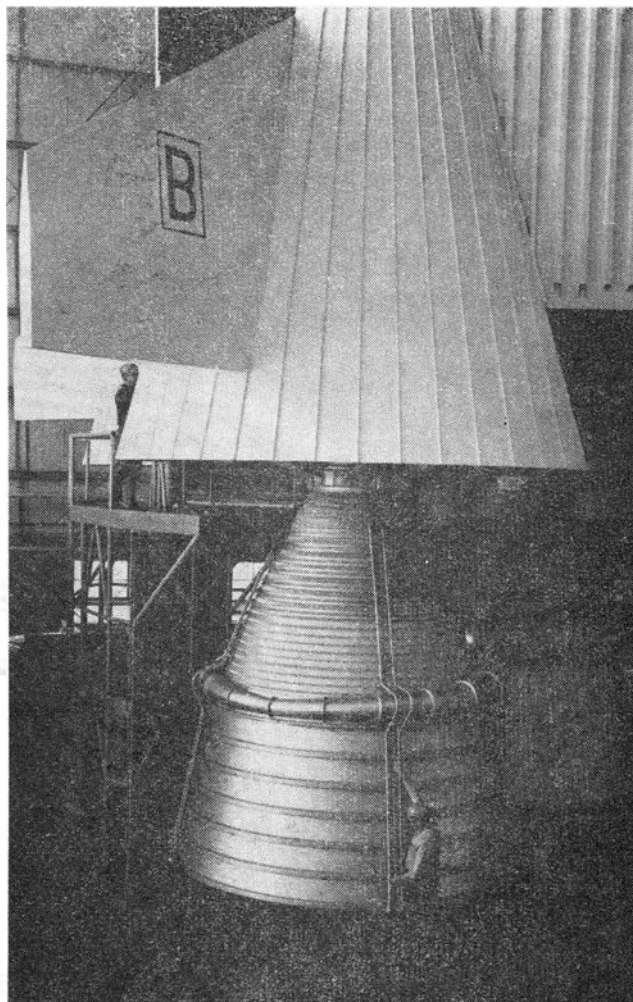
Pojedynczy silnik H-1 ma długość 2,7 m, średnicę maksymalną — 1 m. Jego korpus wykonany jest ze stali nierdzewnej. Materiały pędne przed wtłoczeniem do komory spalania przepływają przez jej ściany, chłodząc ją regeneracyjnie. Zasilanie odbywa się za pomocą dwóch pomp napędzanych wspólną turbiną poruszaną strumieniem gazu ze specjalnej wytwornicy. Ciśnienie spalania wynosi około 80 kG/cm<sup>2</sup>.

Warto podkreślić, iż zgodnie z wynikami niedawno przeprowadzonych prób możliwe jest aż 10-krotne zwiększenie czasu działania silnika H-1 ponad normalny okres pracy. Co więcej, zastępując tlen przez mieszaninę tlenu z dodatkiem 10% fluoru (tzw. „flox”), zwiększyłoby się znacznie ciąg silnika, tak że zamiast obecnych 94 T wyniosłby on ponad 120 T.

H-1 pomimo wszystko był układem zbyt małym, by mógł zostać wykorzystany do napędu tak wielkiego obiektu jak S-1C stanowiącego stopień podstawowy rakiety „Saturn” 5. Dlatego też musiano przystąpić do budowy odpowiednio większego silnika. Ten nowy silnik oznaczono symbolem F-1.

Pierwszy silnik seryjny F-1 — o ciągu nominalnym 680 T — dostarczono 30 października 1963 roku. Silnik F-1 składa się z komory spalania z wtryskiwaczami, turbopompy paliwowej oraz wytwornicy gazu napędzającego tę pompę. Komora spalania wykonana jest z inkonelu. Ściany jej chłodzone są regeneracyjnie.

W ciągu 1 sekundy w komorze ulega spalaniu 1 tona nafty, reagując z dwiema tonami tlenu. Długość komory — 3,3 m, średnica — 3 m. Długość silnika F-1 wraz z dyszą wylotową wynosi 6 m. Średnica maksymalna



1. Układ silników F-1 stosowanych do napędu stopnia podstawowego rakiety „Saturn” 5



dyszy wylotowej jest równa 4 m. Pompa paliwowa ma długość 1,5 m, średnicę — 1,2 m. Moc jej jest równa 60 000 KM. Wydatek maksymalny wynosi 3 T/sek. Gaz napędzający turbinę pompy paliwowej wytwarzany jest z tego samego materiału pędnego, który służy do napędzania rakiety „Saturn”. Pompa zużywa około 3% całkowitego zapasu, znajdującego się w zbiornikach stopnia S-1C.

W aktualnym układzie napędowym stopnia podstawowego rakiety „Saturn” 5 układ 5 silników F-1 działać będzie przez 147 sekund. Rozwijając ciąg 3400 T, zużyje w tym czasie 2000 ton nafty i tlenu.

Ostatnio przeprowadzone próby wykazały, że jest możliwe znaczne zwiększenie ciągu silnika F-1. Przez wprowadzenie pewnych ulepszeń ciąg ten wzrósłby od obecnych 680 T do 813 T.

### Napęd wodorowo-tlenowy

Silniki, w których wykorzystuje się klasyczne materiały pędne, wymagają ogromnych ilości tych materiałów, jeśli chce się uzyskać duży ciąg. Pewna poprawa sytuacji może nastąpić przy zastosowaniu paliw o większym impulsie właściwym — paliw wysokoenergetycznych. Szczególnie korzystną pod tym względem mieszanekę stanowi wodór z tlenem.

O wykorzystaniu tego materiału pędnego myślał już Ciolkowski. Praktyczna realizacja silnika napędzanego wodorem i tlenem natrafiała na znaczne trudności, m.in. wskutek wielkiej wybuchowości mieszaniny tych pierwiastków i konieczności przechowywania pierwszego z nich w stanie skroplonym w temperaturze niższej od minus 250 °C.

Pierwszy duży silnik amerykański na wodór i tlen — J-2 o ciągu 90 T skonstruowany w firmie Rocketdyne — dostarczono w kwietniu 1964 roku. Silnik J-2 ma długość 2,9 m, a średnica maksymalna dyszy wylotowej wynosi 2 m. Jego wymiary są zatem większe od „klasycznego” H-1 i to stanowi cechą niekorzystną. Nie należy jednak zapominać o tym, iż impuls właściwy (w próżni) materiału pędnego w silniku H-1 wynosił tylko 284 sekundy, podczas gdy w J-2 dochodzi on do 430 sekund. Czas działania układu 8 silników H-1 w stopniu podstawowym rakiety „Saturn” 1 równy był 145 sekund. Natomiast 5 silników J-2 w stopniu S-2 działać ma przez 400 sekund.

Równoległe do rozwoju J-2 prowadzono prace badawcze, które zmierzały do wprowadzenia do eksplo-

tacji większego układu napędowego, wykorzystującego wodór i tlen, nazwanego M-1. Prototyp tego silnika, skonstruowany w przedsiębiorstwie Aerojet General, uzyskał latem 1966 roku ciąg 700 T, przy czym impuls właściwy był o około 30% większy niż w silniku J-2. Należy tu zaznaczyć, iż do zapłonu użyto w M-1 gazu wodoru. Losy całego projektu M-1 nie są jednak ustalone. Szybki rozwój napędu jądrowego i plan wykorzystania go w przyszłości do napędu trzeciego stopnia rakiety „Saturn” 5 nie sprzyja z pewnością praktycznej realizacji silnika M-1.

### Nowe koncepcje silników

Od roku 1960 szuka się odpowiedzi na zasadnicze pytanie. W jakim stopniu możliwe jest rozwinięcie napędu chemicznego rakiet? Współczesne silniki mają pewne niezmiennie cechy charakterystyczne. Należą do nich przede wszystkim: stosowanie umiarkowanych ciśnień w komorze spalania oraz dysz wylotowych tradycyjnego typu de Laval. Radykalny postęp możliwy jest dopiero po dokonaniu przełomowych przemian. Badano możliwości wprowadzenia zmian w cyklu roboczym silnika, kształcie komory spalania i dyszy wylotowej. Wzięto również pod uwagę wpływ cyklu roboczego, działania dyszy oraz układu chłodzenia na rozkład ciśnień w komorze spalania i na stopień rozprężania.

W toku intensywnie prowadzonych prac wyłonili się dwie nowe koncepcje silnika raketowego na ciekły materiał pędny:

1) układ wielokomorowy, wyposażony w dyszę konwencjonalną lub o rozprężaniu zewnętrznym, ze stożkiem centralnym,

2) układ z komorą pierścieniową i dyszą ze stożkiem centralnym lub dyszą aerodynamiczną.

Układ wielokomorowy stanowi prostą odpowiedź na żądania dostarczenia bardzo wielkiego ciągu przez sprawniej działający silnik. Układ taki można uważać za analogię do silnika tłokowego, w którym zwiększa się ilość cylindrów zamiast powiększyć ich pojemność.

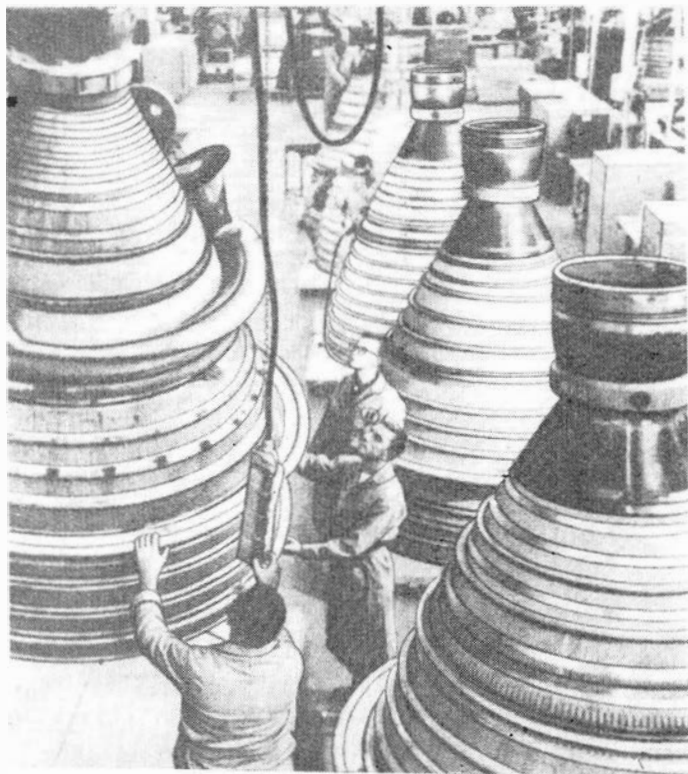
W układzie wielokomorowym można wykorzystać istniejące dotychczas silniki, co upraszcza znakomicie problemy konstrukcyjne. Odnacza się on też znaczną wszechstronnością. Można go bowiem dostosować do rakiet różnych typów i o różnym przeznaczeniu, dobierając odpowiednio ilość silników i ich rozmieszczenie.

Oczywiście konfiguracja układu wielokomorowego nie musi być typu równoległego. Komory spalania mogą być również rozmieszczone szeregowo, co łączy się z praktyczną realizacją nietradycyjnego, dwustopniowego cyklu roboczego. Przykładowo można wymienić koncepcję silnika wykorzystującego wodór i tlen. Prawie wszystek wodór (z wyjątkiem nieznacznej ilości, stosowanej do chłodzenia) doprowadzany jest do wstępnej komory spalania. Tam miesza się on z niewielką ilością tlenu i ulega tylko częściowemu spalaniu. Mieszanina gazów, o niezbyt wysokiej jeszcze temperaturze, wykorzystywana jest do napędu pomp turbinowych tłoczących wodór i tlen do silnika. Przechodzi ona następnie do głównej komory spalania, do której dostarcza się pozostałą ilość tlenu. Tutaj proces spalania przebiega do końca, a gorące gazy opuszczają silnik przez dyszę wylotową.

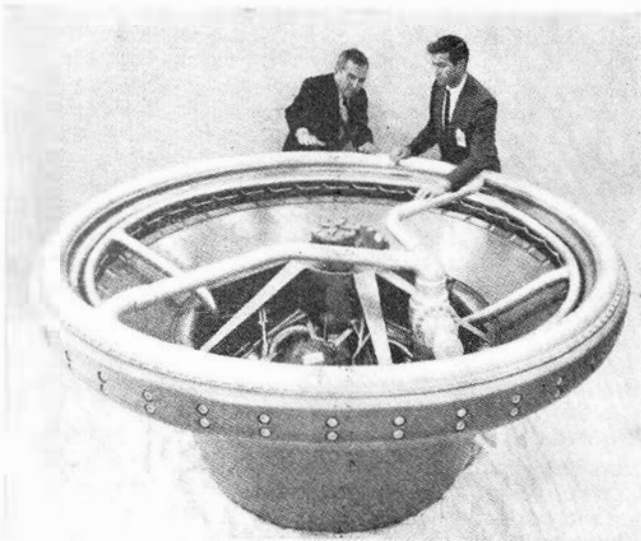
Praktyczna realizacja koncepcji opisanego układu dwustopniowego wykazała jego znaczną wyższość nad układem konwencjonalnym. Okazało się np., że silnik tego typu na tlen i wodór, zajmujący zaledwie 1/6 objętości silnika J-2, może dostarczyć ciągu o 30% większego niż ten ostatni.

Oczywiście, silnik dwustopniowy można wykorzystać w większym układzie wielokomorowym o konfiguracji równoległej. Gdyby zastosować tu opisaną przed chwilą urządzenie porównywalne z J-2 — a więc o ciągu około 120 T — w zestawie 10 jednostek działających obok siebie, to całkowity ciąg układu wyniosłby 1200 T.

Przełomową koncepcją, stanowiącą doskonalsze rozwiązanie, jest silnik z komorą pierścieniową. Zbudowano już i wypróbowano kilka prototypów takiego urządzenia, stosując różne rodzaje materiałów pędnych. W jednym z nich, o długości zaledwie 15 cm, za-



2. Silniki J-2 napędzane mieszaniną wodoru i tlenu, rozwijające ciąg 90 T



3. Makieta silnika z pierścieniową komorą spalania o ciągu 120—180 T, zaprojektowanego w przedsiębiorstwie Rocketdyne

silanym wodorem i tlenem, przy ciśnieniu roboczym 280—310 kG/cm<sup>2</sup> bez dyszy wylotowej uzyskiwano ciąg 31,5—36 T. Przy użyciu dyszy ciąg ten wzrósłby na poziomie morza do wartości 45 T, a na wysokości 21 km — do 54 T.

W przedsiębiorstwie Rocketdyne zaprojektowano jeszcze większy silnik o ciągu 120—180 T, którego średnica wynosi 2,5 m, a długość — zaledwie 1,2 m. Istnieje też projekt bardzo dużego układu o średnicy 24 m.

Jak się okazało, silnik z pierścieniową komorą spalania ma szereg istotnych zalet także z punktu widzenia eksploatacji. I tak, jest on znacznie mniej wrażliwy na niestateczność spalania o wielkiej częstotliwości niż układ konwencjonalny, z komorą cylindryczną. Można go łatwo połączyć w jednolitą, „zgraną” całość z rakieta. Silnik z pierścieniową komorą spalania odznacza się małą długością i małą masą. Jego ściany chłodzi się stosunkowo łatwo wykorzystując dyszę wylotową typu nietradycyjnego, lecz aerodynamiczną.

W tym ostatnim przypadku gazy opuszczające pod dużym ciśnieniem główną komorę spalania oddziałują z drugim strumieniem, zewnętrznym, o małej prędkości. Powstaje powierzchnia graniczna o kształcie analogicznym jak wewnętrzna powierzchnia dyszy ze stożkiem centralnym. Ciąg — normalnie wytwarzany dzięki oddziaływaniu sił występujących w gazach spalinowych wzdłuż ścian dyszy — tutaj wiąże się z oddziaływaniem ciśnienia wtórnego strumienia gazu. Sprawność dyszy aerodynamicznej jest też większa niż dyszy tradycyjnej, ponieważ przepływ gazów spalinowych w nowym układzie samoczynnie dostosowuje się do zmian ciśnienia zewnętrznego w miarę zwiększania się wysokości.

Przedstawione rozwiązania nie wyczerpują oczywiście wszystkich możliwości. Na uwagę zasługuje jeszcze jedna koncepcja, opracowana przez specjalistów z ośrodka kosmicznego im. G. Marshalla w Huntsville. Chodzi tu o układ o długości mniejszej niż 1 m i o średnicy 25 cm, który ma dostarczać 450 T ciągu. Działanie silnika oparte jest na wykorzystaniu fal uderzeniowych. W jego wnętrzu powstaje fala uderzeniowa pierwotna, która po przejściu do dalszej części układu zapoczątkowuje falę uderzeniową wtórną. Ta ostatnia w ciągu kilku mikrosekund wytwarza bardzo wysokie temperatury i ciśnienia, dzięki czemu udaje się uzyskać bardzo duży ciąg.

#### Perspektywy wykorzystania stałych materiałów pędnych

Silnik raketowy na stały materiał pędny stanowi w zasadzie najprostsze urządzenie zdolne do wytwarzania ogromnych ciążów koniecznych do realizacji wielkich przedsięwzięć kosmicznych. Jest rzeczą zastanawiającą, że silnik ten nie zyskał sobie jednak takiego wzięcia jak jego konkurent na ciekłe materiały pędne. Analiza zagadnienia ujawnia szereg przyczyn takiego stanu rzeczy.

Jedną z głównych jest wcześniejsze zainteresowanie się raketami wykorzystującymi ciekłe materiały pędne. Ich coraz szybszy rozwój zarówno np. w Stanach Zjednoczonych, jak i w szeregu krajów europejskich, pochłonił i pochłania tak znaczne sumy, iż brakło funduszy na finansowanie rozwoju większych silników na stały materiał pędny. W USA przez wiele lat jedynie czynniki wojskowe były zainteresowane w stosowaniu tych silników, ze względu na pewne zalety związane z ich użyciem. Dopiero około roku 1960 zwrócono baczniejszą uwagę na wykorzystanie stałych materiałów pędnych w większych silnikach.

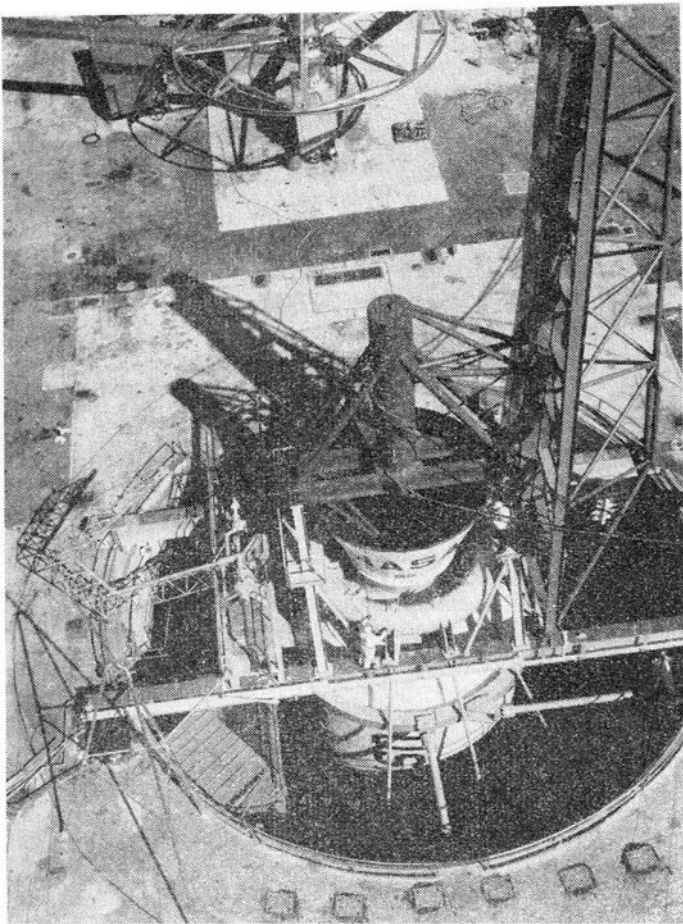
W ciągu ostatnich 7 lat przystąpiono też do realizacji trzech większych programów badawczych w tym zakresie. Dotyczyły one 3 typów silników, różniących się przede wszystkim rozmiarami i ciążem — układów o średnicy odpowiednio 3 m, 4 m i 6,5 m. Pierwsze dwa z nich rozwijano pod egidą sił lotniczych. Największymi silnikami natomiast opiekuje się agencja kosmiczna NASA. Warto tu dodać, że w zasadzie nie powinno być przeszkód w budowie w niedalekiej przyszłości silników o jeszcze większej średnicy. Przy zastosowaniu współcześnie używanej technologii i materiałów powinno być możliwe skonstruowanie i eksploataowanie układów o średnicach 9—10,5 m, a być może nawet do 15 m.

Najłatwiejszy z wymienionych był do zrealizowania silnik o średnicy 3 m. Używany jest on obecnie w postaci pary jednostek, o długości ponad 22,5 m każda, jako stopień zerowy (pomocniczy) raket „Titan” 3-C. W skład jego wchodzi 5 segmentów materiału pędnego o masie 190 ton. Czas działania silnika wynosi 115 sekund, a ciąg — 540 T. Ściany silnika wykonane są ze stali stopowej o wysokiej wytrzymałości (Ladish D6AC).

Materiał pędny stanowi głównie polibutadien z akrylonitrylem i kwasem akrylowym, zawierający sproszkowane aluminium oraz — jako utleniacz — nadchlor



4. Próba na stoisku silnika raketowego o średnicy 4 m, na stały materiał pędny



5. Przygotowywanie do próby na stoisku silnika o średnicy 6,5 m na stały materiał pędny

ran amonu. Ziarno ma w przekroju kształt pierścienia. Proces spalania przebiega jednocześnie na jego tylnej i wewnętrznej powierzchni.

Jednym z głównych zadań programu rozwoju silnika o średnicy 4 m było sprawdzenie koncepcji i materiałów, które miano następnie wykorzystać w silniku o średnicy 6,5 m. Komora spalania została tu wykonana z segmentów, 400 ton materiału pędnego, analogicznego jak w silniku o średnicy 3 m, odlano jednak w jej wnętrzu w postaci jednego, jednolitego ziarna

rurowego, którego obwód wewnętrzny w przekroju miał kształt nie koła, lecz gwiazdy wieloramiennej. Długość silnika wynosiła 45 m. Uzyskano ciąg 1350 T.

Komory spalania dwu prototypów tego silnika wykonane zostały ze stali stopowej z dodatkiem 18% niklu, 8% kobaltu i 5% molibdenu. Trzeci prototyp miał komorę z tworzywa sztucznego, wzmocnionego włóknem szklanym.

W roku 1965 odbyły się kolejne próby silników o średnicy 6,5 m, budowanych niezależnie przez przedsiębiorstwa Thiocol i Aerojet General. Pierwsza wersja skonstruowana w Aerojet miała długość ponad 18 m i masę większą od 80 ton, przy czym masa samego materiału pędnego wynosiła 750 ton. Do zapłonu stosowano mniejszy silnik, również na stały materiał pędny, o ciągu 125 T, wyrzucany następnie samoczynnie przez gazy spalinowe na zewnątrz. W czasie 120 sekund działania prototypu osiągnięto ciąg 1450 T.

Trzecia próba — w lutym 1966 roku — trwała 126 sekund, a ciąg wynosił już 1620 T. W czerwcu 1967 roku ma odbyć się badanie większej wersji silnika — o długości 24 m. Spodziewane jest, iż podczas 80 sekund jego działania uzyska się ciąg prawie 2400 T.

Prototyp o długości ostatecznej 36 m, zawierający 1800 ton materiału pędnego, zostanie wypróbowany w roku 1968. Jego ciąg ma wynosić 3200 T, a czas działania — 120 sekund.

W silnikach o średnicy 6,5 m stosuje się taki sam materiał pędny, jak w omawianych wcześniej układach. Ciśnienie maksymalne w komorze spalania równe jest 44 kG/cm<sup>2</sup>, a temperatura dochodzi do ponad 3000 °C.

Konstruktorzy silników na stały materiał pędny zdają sobie sprawę z tego, że ich dalszy rozwój jest możliwy, ale musi nastąpić nie na drodze postępującego zwiększania rozmiarów układów. Konieczne jest przede wszystkim przyspieszenie tempa spalania przez wykorzystanie nowych materiałów i użycie ich w postaci ziarna o udoskonalonym kształcie, np. o konfiguracji — w przekroju — spirali wieloramiennej (o bardzo dużej powierzchni spalania). Umożliwi to uzyskanie większych ciągów przy mniejszych rozmiarach silnika.

Niezbędne jest również obniżenie kosztów wielkich silników na stały materiał pędny. Może to nastąpić dzięki użyciu tańszych materiałów, np. żywic epoksydowych, wzmocnianych włóknem szklanym — na komory spalania. Głównym źródłem oszczędności będzie jednak normalizacja — budowa niewielu określonych typów silników, stosowanych w zależności od potrzeb, jako rozmaite stopnie różnych rakiet.

Mgr inż. WALERIAN KORDZIŃSKI

621.454

## Przebieg zmian parametrów turbinowego silnika odrzutowego w zależności od sprowadzonej prędkości obrotowej

*Po krótkim omówieniu właściwości obiegu cieplnego jednowalowego turbinowego silnika odrzutowego przy krytycznym stosunku ciśnień w dyszy wylotowej przedstawiono zależności między podstawowymi parametrami tego typu silnika a sprowadzoną prędkością obrotową przy założeniu stałej rzeczywistej pracy sprężania. Następnie przytoczono bardziej zbliżone do rzeczywistości przebiegi zmian parametrów: wyznaczone dla silników o różnych sprężach obliczeniowych przy uwzględnieniu zmian pracy sprężania (i przy krytycznym stosunku ciśnień w dyszy wylotowej). Porównano poza tym przebiegi zmian parametrów: przy krytycznym stosunku ciśnień w dyszy wylotowej z przebiegami odpowiadającymi warunkom stoiskowym. Artykuł stanowi obszerne streszczenie opracowania wykonanego przez autora w Instytucie Lotnictwa.*

W związku z dużym praktycznym znaczeniem znajomości przebiegów zmian parametrów, a przede wszystkim temperatury przed (za) turbiną turbinowych silników odrzutowych w zależności od zmian temperatury całkowitej w przekroju wlotowym silnika, wydaje się rzeczą celową

możliwie wszechstronne omówienie tego zagadnienia.

Doświadczalne wyznaczenie zależności podstawowych parametrów silnika od temperatury całkowitej w przekroju wlotowym, czyli od sprowadzonej prędkości obrotowej, nie zawsze jest możliwe — w szcze-

gólności w warunkach krajowych — gdyż wymaga przeprowadzenia m.in. dokładnych pomiarów w warunkach lotu, ich znajomość natomiast ma bardzo duże znaczenie np. przy opracowywaniu instrukcji eksploatacyjnych silnika, przy wprowadzaniu zmian gazodynamicznych, przy do-



pracowywaniu układów zasilania itp. Ze znajomością przebiegu zmian parametrów łączy się również ściśle zagadnienie wyznaczenia w stadium projektowania silnika jego charakterystyk w locie i na stoisku.

Charakterystyki w locie turbiniowych silników odrzutowych o układzie jednowałowym wyznacza się obliczając kolejno obiegi cieplne dla różnych parametrów w przekroju wlotowym silnika w oparciu o zależności sprężu, izentropowej sprawności sprężarki, sprowadzonego wydatku powietrza i sprowadzonej temperatury przed turbiną od sprowadzonej prędkości obrotowej. Zależności te są wyznaczone przy założeniu krytycznego wypływu z dyszy wylotowej o stałym przekroju. Założenie krytycznego wypływu z dyszy wylotowej jest zgodne z rzeczywistością — nawet w przypadku pracy silnika z prędkością obrotową mniejszą od maksymalnej — prawie w całym zakresie warunków lotu. Charakterystyki w locie można również określać w oparciu o charakterystykę na stoisku wykorzystując prawa podobieństwa warunków pracy silnika, przy czym charakterystykę na stoisku oblicza się — podobnie jak w pierwszym przypadku — na podstawie zależności sprężu, izentropowej sprawności sprężarki, sprowadzonego wydatku powietrza i sprowadzonej temperatury przed turbiną (od sprowadzonej prędkości obrotowej) przy istnieniu krytycznego wypływu z dyszy wylotowej.

Przebiegi zmian sprężu, wydatku powietrza i temperatury przed turbiną bardzo często wyznacza się przy upraszczającym założeniu stałej rzeczywistej pracy sprężania (przebieg zmian izentropowej sprawności sprężarki określa się na podstawie danych statystycznych). Z założenia tego wynika, że przy stałej rzeczywistej prędkości obrotowej rzeczywista praca sprężania, a tym samym w przybliżeniu również temperatura przed turbiną, zachowuje stałą wartość niezależnie od warunków lotu. Jednak przeprowadzona przez autora analiza danych katalogowych różnych silników, a w szczególności obliczenia obiegów cieplnych silnika „Viper” ASV.8 wykazały, że zmiana warunków lotu powoduje zmianę temperatury przed turbiną. Potwierdzają to wzmianki i dane zawarte w literaturze, z których wynika, że stałość rzeczywistej pracy sprężania jest przypadkiem szczególnym.

W celu umożliwienia obliczania charakterystyk w locie jednowałowych silników odrzutowych z większą dokładnością niż na to pozwala założenie stałej rzeczywistej pracy sprężania, autor wyznaczył — w oparciu o materiały statystyczne — dla różnych wartości sprężu obliczeniowego zależności względnego sprężu i względnej izentropowej sprawności sprężarki od względnej sprowadzonej prędkości obrotowej, a następnie posługując się tymi zależnościami — zależnościami względnej rzeczywistej pracy sprężania, względnej temperatury przed (za) turbiną i względnego sprowadzonego wydat-

ku powietrza od względnej sprowadzonej prędkości obrotowej. Ponieważ zależności te zostały określone przy założeniu krytycznego wypływu z dyszy wylotowej, ważne są również dla turbinowych silników śmigłowych z oddzielną turbiną napędową, pracującą w warunkach krytycznego przepływu przez kierownicę.

Wyznaczone zależności nie uwzględniają wpływu liczby Reynoldsa ujawniającego się na większych wysokościach lotu, który będzie tematem oddzielnego artykułu.

#### Oznaczenia

- G [kg/sek] — wydatek powietrza  
 h [kcal/kg] — praca sprężania lub rozprężania  
 l [kg/kg] — ilość powietrza potrzebna do stechiometrycznego spalania 1 kg paliwa  
 n [1/min] — prędkość obrotowa  
 p [kg/cm<sup>2</sup>] — ciśnienie  
 T [°K] — temperatura bezwzględna  
 α — współczynnik nadmiaru powietrza  
 π — stosunek ciśnień.

#### Indeksy

- α — warunki otoczenia  
 c — parametry całkowite  
 n — parametry sprowadzone do warunków normalnych  
 o — warunki obliczeniowe (maksymalne)  
 S — sprężarka  
 T — turbina  
 Δ — przyrost, różnica  
 ' — proces izentropowy  
 — — wartości względne (odniesione do warunków obliczeniowych)  
 1, 3, 4 — odpowiednio przekroje: wlotowy, przed turbiną i za turbiną.

#### Praca turbinowego silnika odrzutowego przy krytycznym wypływie z dyszy wylotowej

Z uwagi na to, że krytyczny stosunek ciśnień w dyszy wylotowej wpływa w zasadniczy sposób na przebiegi zmian parametrów jednowałowego turbinowego silnika odrzutowego w zależności od temperatury w przekroju wlotowym, konieczne jest krótkie przypomnienie właściwości cieplnego obiegu silnika przy założeniu krytycznego wypływu z dyszy.

Jak wiadomo, przy tego rodzaju wypływie z dyszy wylotowej o stałym przekroju stosunek ciśnień  $p_{ca}/p_a$  przed wlotem silnika, a tym samym liczba Macha lotu, nie wpływa na parametry sprowadzone silnika, w wyniku czego otrzymuje się pojedynczą linię współpracy sprężarki z turbiną (bez charakterystycznej „miotłki”) niezależnie od warunków lotu. W związku z tym istnieje jednoznaczna zależność między sprowadzonymi parametrami silnika a sprowadzoną prędkością obrotową, czyli jedynym kryterium zapewniającym podobieństwo warunków pracy silnika jest sprowadzona prędkość obrotowa. Stąd właśnie wynika możliwość obliczania osiągow silnika w locie w oparciu o przebiegi zmian sprężu, izentropo-

wej sprawności sprężarki, temperatury przed turbiną i wydatku powietrza, wyznaczone w zależności od prędkości obrotowej dla normalnych warunków otoczenia i dla krytycznego stosunku ciśnień w dyszy wylotowej, lub bezpośrednio w oparciu o charakterystykę silnika na stoisku (obliczoną oczywiście przy założeniu krytycznego wypływu z dyszy wylotowej).

Na ogół przyjmuje się, że w przypadku krytycznego stosunku ciśnień w dyszy wylotowej o stałym przekroju stosunek izentropowego spadku temperatury w turbinie do temperatury przed turbiną zachowuje stałą wartość niezależnie od warunków pracy silnika (tj. od prędkości obrotowej) i warunków lotu:

$$\frac{\Delta T_{cT}}{T_{c3}} = \text{const}$$

Jest to równoznaczne — przy założeniu stałej wartości wykładnika izentropy — z niezmiennością stopnia rozprężania w turbinie:

$$\pi_{cT} = \text{const.}$$

Jeżeli założy się stałą izentropową sprawność turbiny, co w dosyć szerokim zakresie prędkości obrotowej silnika jest zgodne z rzeczywistością, to wówczas również stosunek rzeczywistego spadku temperatury w turbinie do temperatury przed turbiną zachowuje stałą wartość:

$$\frac{\Delta T_{cT}}{T_{c3}} = \text{const}$$

Przy dalszych założeniach (stałości ciepła właściwego, sprawności mechanicznej zespołu wirującego, współczynnika nadmiaru powietrza i współczynnika upustu powietrza) można napisać:

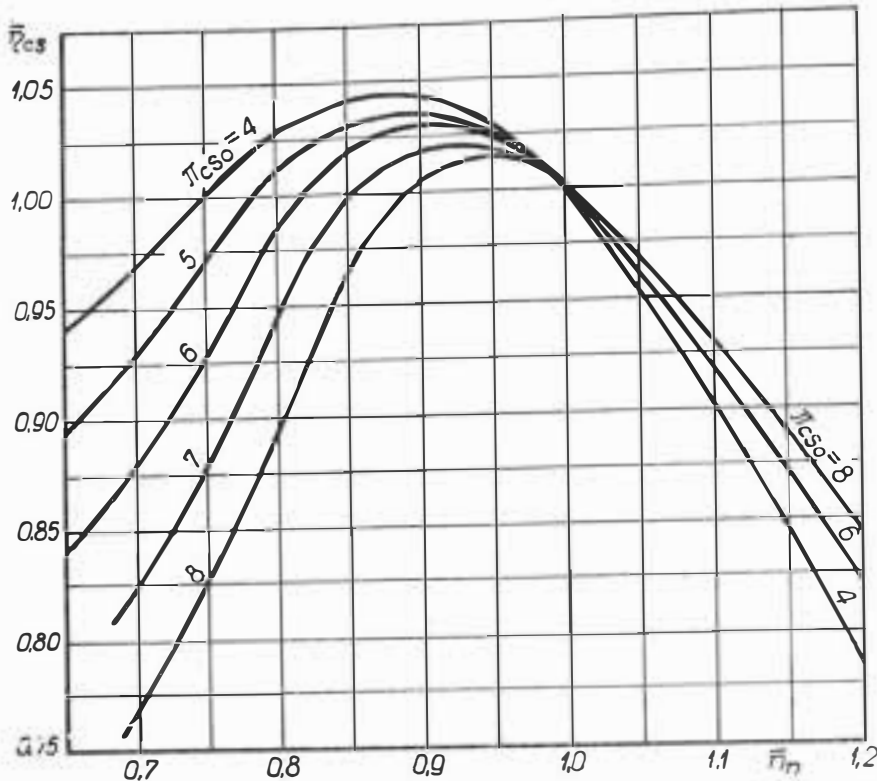
$$\frac{h_S}{T_{c3}} = \text{const}$$

Po prostych przekształceniach otrzymuje się również:

$$\frac{h_S}{T_{c4}} = \text{const}$$

Z ostatnich dwóch zależności wynika, że przy stałej rzeczywistej prędkości obrotowej założenie stałej rzeczywistej pracy sprężania oznacza, iż niezależnie od warunków lotu, lub — w przypadku pracy silnika na stoisku — niezależnie od temperatury otoczenia temperatura przed i za turbiną zachowuje stałą wartość.

Jak już powiedziano, na ogół przyjmuje się, że stosunek izentropowego spadku temperatury w turbinie do temperatury przed turbiną jest stały wówczas, gdy w dyszy wylotowej silnika istnieje krytyczny stosunek ciśnień. Z bardziej szczegółowych rozważań wynika, że stosunek ten zachowuje stałą wartość teoretycznie tylko w przypadku, gdy oprócz krytycznego wypływu z dyszy wylotowej istnieje równocześnie krytyczny przepływ w kierownicy turbiny. Jednak pominięcie te-



1. Wykres przebiegów zmian względnej izentropowej sprawności sprężarki, w zależności od względnej sprowadzonej prędkości obrotowej, wzdłuż linii pracy silników o różnych sprężach obliczeniowych

go drugiego warunku jest o tyle usprawiedliwione, że tak czy inaczej w kierownicy pierwszego stopnia turbiny większości silników istnieje — przy maksymalnej prędkości obrotowej — przepływ krytyczny, który przy zmniejszaniu prędkości obrotowej utrzymuje się nawet dłużej niż w dyszy wylotowej. Poza tym wydaje się, że w związku z właściwościami charakterystyk turbin zanik przepływu krytycznego w kierownicy turbiny nie powoduje większych zmian we współpracy sprężarki z turbiną.

Opisane właściwości obiegu cieplnego przy krytycznym wypływie z dyszy wylotowej powodują określone przebiegi zmian parametrów silnika w zależności od sprowadzonej prędkości obrotowej. W związku z tym przebiegi zmian parametrów silnika pracującego na stoisku — gdzie przy prędkościach obrotowych mniejszych od maksymalnej nie ma w dyszy krytycznego stosunku ciśnień — są inne niż w warunkach lotu, o czym będzie jeszcze mowa w dalszym ciągu artykułu.

### Przebiegi zmian parametrów silnika przy założeniu stałej pracy sprężania

Jak już wspomniano, w obliczeniach charakterystyk jednowałowych silników odrzutowych przyjmuje się często — dla uproszczenia obliczeń — założenie, że przy stałej rzeczywistej prędkości obrotowej rzeczywista praca sprężania  $h_s$  jest stała, tj. nie zależy od temperatury całkowitej w przekroju wlotowym silnika —  $T_{c1}$ . Założenie to pozwala na łatwe wyznaczenie, dla krytycznego stosunku ciśnień w dyszy wylotowej zależności sprężu, sprowa-

dzonej temperatury przed (za) turbiną i sprowadzonego wydatku powietrza od sprowadzonej prędkości obrotowej.

W oparciu o zależność:

$$\frac{h_s}{T_{c3}} = \text{const}$$

oraz definicję sprowadzonej prędkości obrotowej:

$$n_n = n \sqrt{\frac{288}{T_{c1}}}$$

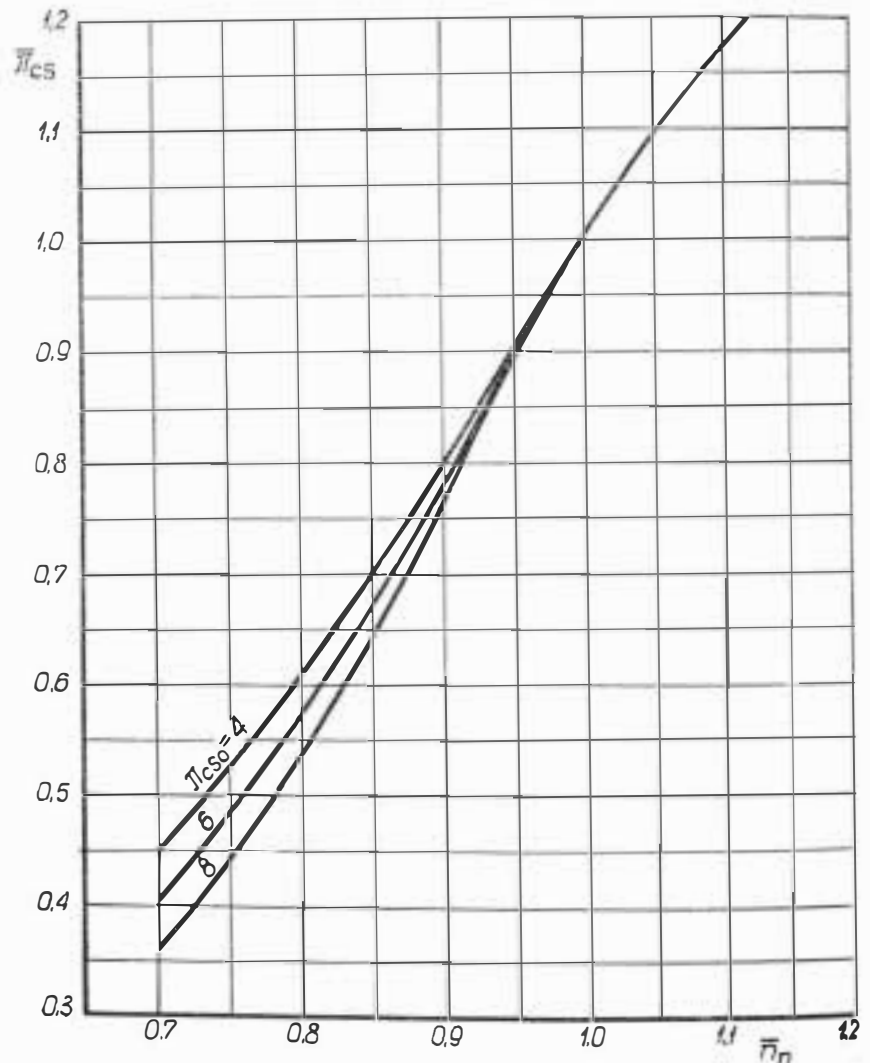
i sprowadzonej temperatury przed turbiną:

$$T_{c3n} = T_{c3} \frac{288}{T_{c1}}$$

można łatwo wykazać, że założenie stałej rzeczywistej pracy sprężania jest równoznaczne z założeniem następującej zależności między względną rzeczywistą pracą sprężania a względną rzeczywistą prędkością obrotową:

$$\bar{h}_s = \bar{n}^2$$

Zależność ta pozwala na obliczenie wartości sprężu dla różnych prędkości obrotowych silnika, przy czym niezbędny do tego przebieg zmian izentropowej sprawności sprężarki



2. Wykres przebiegów zmian względnego sprężu w zależności od względnej sprowadzonej prędkości obrotowej dla silników o różnych sprężach obliczeniowych



wyznacza się na podstawie danych statystycznych dla sprężarek o różnych sprężach obliczeniowych.

Zależność między względną sprowadzoną temperaturą przed turbiną a względną sprowadzoną prędkością obrotową można wyprowadzić wykorzystując fakt, że w przypadku założenia stałej rzeczywistej pracy sprężania temperatura przed turbiną przy stałej rzeczywistej prędkości obrotowej zachowuje stałą wartość niezależnie od zmian temperatury w przekroju wlotowym silnika, oraz uwzględniając definicję sprowadzonej prędkości obrotowej. W wyniku otrzymuje się:

$$\bar{T}_{c3n} = \bar{n}^2$$

Podobnie:

$$\bar{T}_{c4n} = \bar{n}^2$$

Zależność między względnym sprowadzonym wydatkiem powietrza a względną sprowadzoną prędkością obrotową wyprowadza się w oparciu o założenie krytycznego przepływu w kierownicy turbiny, dzięki któremu można napisać:

$$\frac{\alpha l + 1}{\alpha l} G \sqrt{\frac{T_{c3}}{P_{c3}}} = \text{const}$$

Po prostych przekształceniach i uwzględnieniu, że przy stałej rzeczywistej prędkości obrotowej temperatura przed turbiną jest stała otrzymuje się:

$$\bar{G}_{Sn} = \frac{\pi_{cS}}{\bar{n}_n}$$

Założono przy tym stałe wartości współczynnika nadmiaru powietrza  $\alpha$ , współczynnika zachowania ciśnienia całkowitego w komorze spalania i współczynnika upustu.

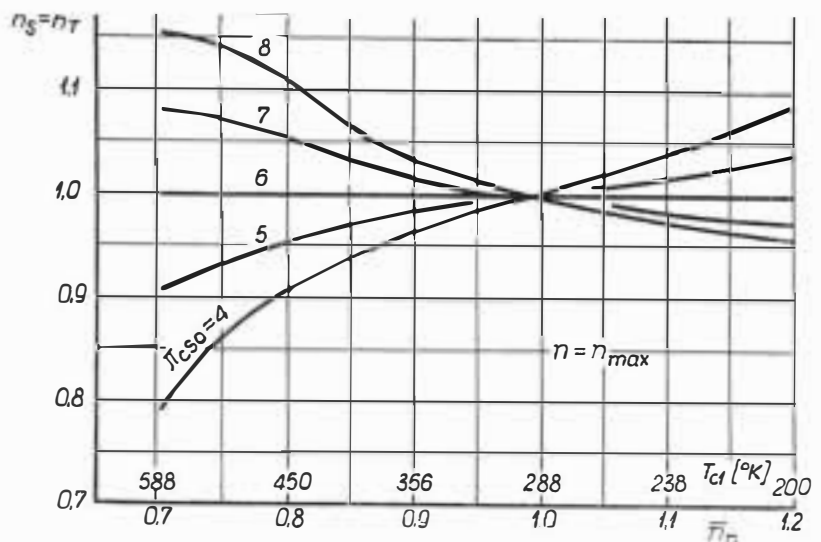
Prawa podobieństwa warunków pracy silnika sprawiają, że wyprowadzone powyżej zależności są słuszne zarówno dla zmiennej rzeczywistej prędkości obrotowej i stałej temperatury całkowitej w przekroju wlotowym silnika (lub stałej temperatury otoczenia w przypadku pracy silnika na stoisku), jak i dla stałej rzeczywistej prędkości obrotowej i zmiennej temperatury całkowitej w przekroju wlotowym.

### Przebiegi zmian parametrów silnika przy zmiennej rzeczywistej pracy sprężania

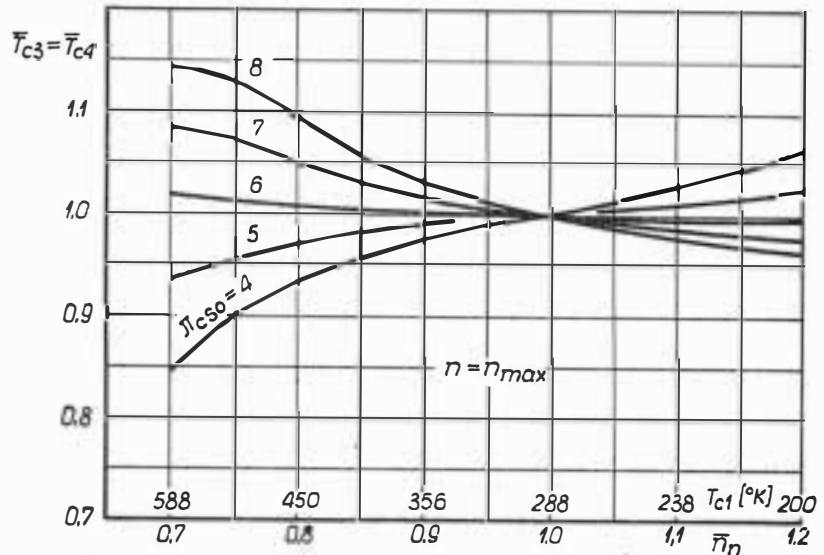
Analizy przeprowadzone przez autora w oparciu o dane katalogowe jednowałowych turbinowych silników odrzutowych, a także wzmianki zamieszczone w literaturze dowodzą, że zmiana warunków lotu (temperatury całkowitej w przekroju wlotowym silnika) powoduje zmianę temperatury przed (za) turbiną, co oznacza, że zależność:

$$\bar{h}_S = \bar{n}^2$$

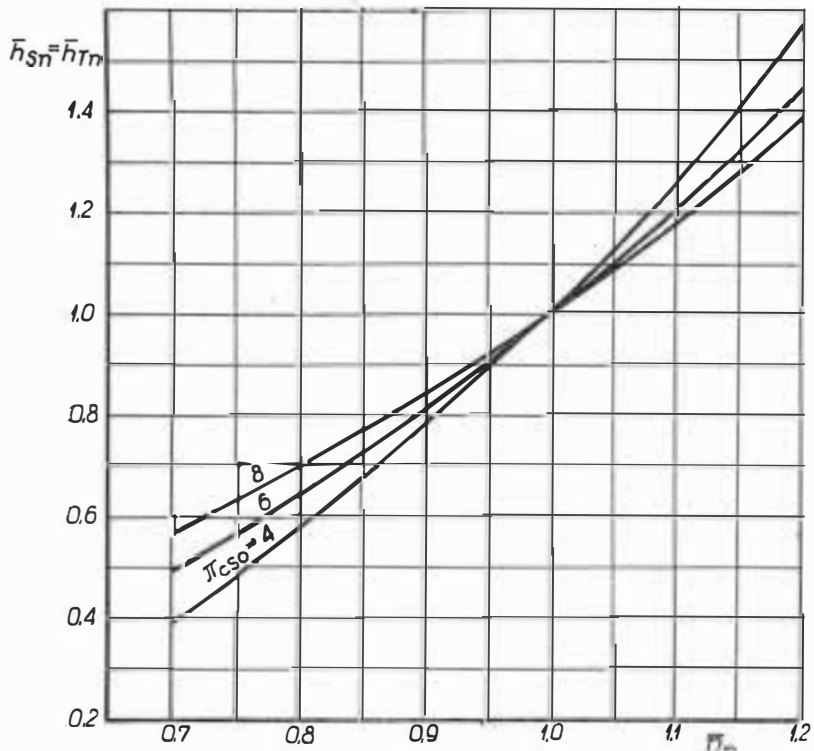
nie jest spełniona. W ogólnym przypadku wykładnik w zależności między pracą sprężania a prędkością obrotową jest różny od 2. Zależność kwadratowa jest przypadkiem szczególnym i występuje w silnikach, któ-



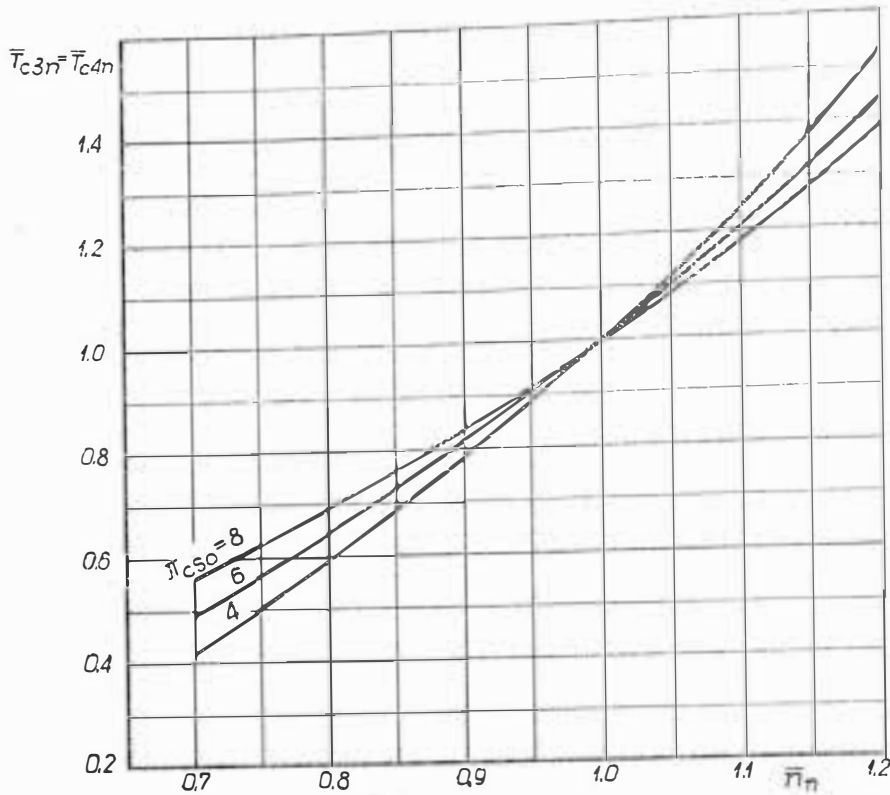
3. Wykres przebiegów zmian względnej rzeczywistej pracy sprężania w zależności od względnej sprowadzonej prędkości obrotowej (przy maksymalnej rzeczywistej prędkości obrotowej) dla silników o różnych sprężach obliczeniowych



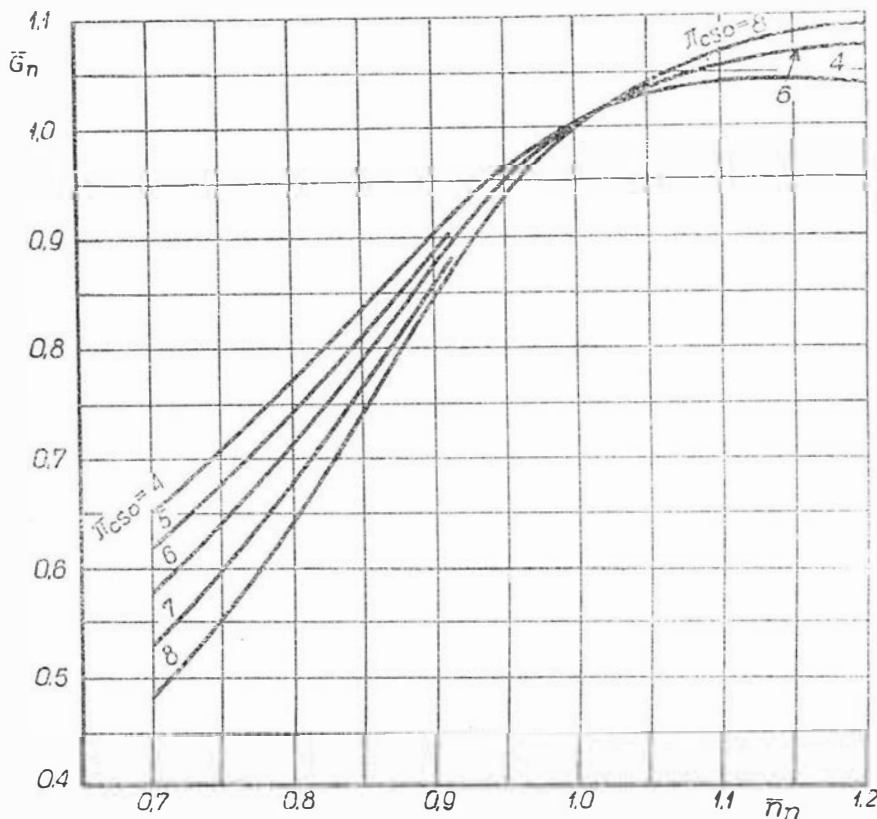
4. Wykres przebiegów zmian względnej rzeczywistej temperatury przed (za) turbiną w zależności od względnej sprowadzonej prędkości obrotowej (przy maksymalnej rzeczywistej prędkości obrotowej) dla silników o różnych sprężach obliczeniowych



5. Wykres przebiegów zmian względnej sprowadzonej pracy sprężania w zależności od względnej sprowadzonej prędkości obrotowej dla silników o różnych sprężach obliczeniowych



6. Wykres przebiegów zmian względnej sprowadzonej temperatury przed (za) turbiną w zależności od względnej sprowadzonej prędkości obrotowej dla silników o różnych sprężach obliczeniowych



7. Wykres przebiegów zmian względnego sprowadzonego wydatku powietrza w zależności od względnej sprowadzonej prędkości obrotowej dla silników o różnych sprężach obliczeniowych

rych spręż obliczeniowy wynosi ok. 6 : 1, a także w silnikach ze sprężarką odśrodkową. Dla silników o sprężu obliczeniowym mniejszym od 6 : 1 wykładnik jest większy od 2, a dla silników o sprężu większym od 6 : 1 — mniejszy od 2.

Odchyłki zależności  $h_s = f(n)$  od zależności kwadratowej można wy-

tłumaczyć analizując zmiany obciążenia przednich i tylnych stopni w zależności od prędkości obrotowej sprężarek o różnych sprężach obliczeniowych i wynikające stąd różnice w kształtowaniu kanałów przepływowych tych sprężarek.

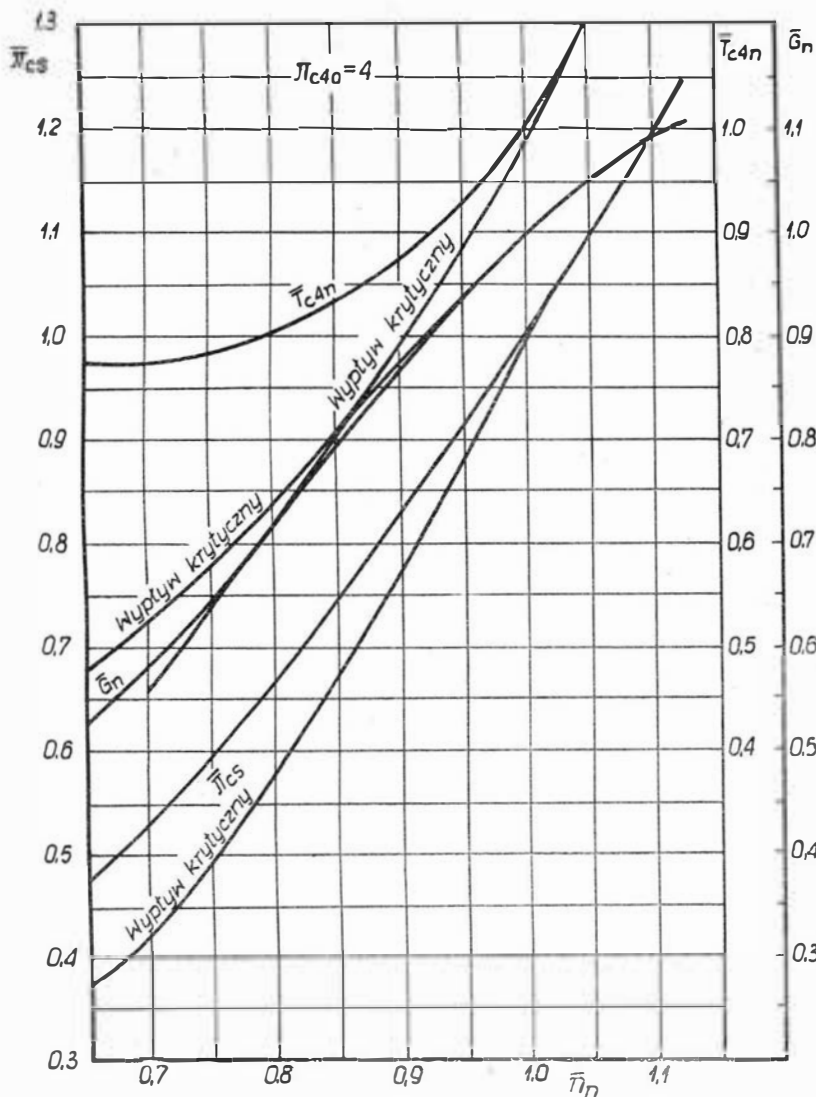
W literaturze brak jest danych na temat zależności rzeczywistej pracy

sprężania od prędkości obrotowej dla silników o różnych sprężach obliczeniowych. W związku z tym w celu określenia zależności głównych parametrów silnika od prędkości obrotowej autor przyjął za podstawę przebieg zmian względnego sprężu  $\pi_{c.s.}$ . Z dostępnych danych statystycznych można było wnioskować, że przebieg ten w małym stopniu zależy od sprężu obliczeniowego sprężarki, wobec czego w pierwszym przybliżeniu przyjęto pojedynczą krzywą zależności względnego sprężu od względnej prędkości obrotowej. Krzywą tę wyznaczono jako średnią z przebiegów zmian względnego sprężu kilku silników, m.in. silnika Bristol Siddeley „Viper” BSV.8 i Rolls-Royce „Avon” RA-29.

Podobnie w oparciu o dane zawarte w katalogach silników i w literaturze sporządzono wykres przebiegów zmian względnej izentropowej sprawności sprężarki  $\eta_{c.s.}$  w zależności od względnej sprowadzonej prędkości obrotowej, wzdłuż linii pracy silników o różnych sprężach obliczeniowych (rys. 1).

Przyjęte przebiegi sprężu i sprawności sprężarki pozwoliły na obliczenie — dla różnych wartości sprężu obliczeniowego — zależności względnej rzeczywistej pracy sprężania od względnej sprowadzonej prędkości obrotowej przy maksymalnej rzeczywistej prędkości obrotowej. Porównanie obliczonych zależności dla wartości sprężu obliczeniowego 4 : 1 i 8 : 1 — przedstawiających równocześnie przybliżone przebiegi zmian względnej temperatury przed (za) turbiną — z wynikami, które autor uzyskał z analizy cieplnego obiegu silnika „Viper” BSV.8 i z analizy danych katalogowych silnika „Avon” RA.29, wskazuje na zbyt duże odchyłki tych zależności od linii poziomej odpowiadającej kwadratowej zależności między pracą sprężania a prędkością obrotową. W związku z tym skorygowano założony przebieg zmian względnego sprężu, wykreślając oddzielne krzywe dla różnych wartości sprężu obliczeniowego (rys. 2) i ponownie obliczono zależności rzeczywistej pracy sprężania od sprowadzonej prędkości obrotowej (przy maksymalnej rzeczywistej prędkości obrotowej i zmiennej temperaturze całkowitej w przekroju wlotowym silnika). W obliczeniach pracy sprężania nie uwzględniono zmian ciepła właściwego, ponieważ stwierdzono, że zmiany te nie wpływają w wyraźny sposób na wyniki. Obliczone zależności przedstawia rys. 3.

Z kolei obliczono zależności względnej rzeczywistej pracy turbiny i względnej temperatury przed (za) turbiną od względnej sprowadzonej prędkości obrotowej, przy czym uwzględniono zmiany współczynnika nadmiaru powietrza i ciepła właściwego gazów. Obliczenia wykazały, że przebieg zmian względnej pracy turbiny pokrywa się w przybliżeniu z przebiegiem zmian względnego sprężania, natomiast przebieg zmian względnej temperatury przed (za) turbiną wykazuje już wyraźne odchylenia w stosunku do



8. Porównanie przebiegów zmian względnych parametrów silnika o sprężu 4:1 dla krytycznego wypływu z dyszy wylotowej i dla warunków stoiskowych

przebiegu względnej pracy sprężania (rys. 4).

Ponieważ na ogół wygodniej jest posługiwać się parametrami sprowadzonymi, wyznaczono dodatkowo zależności względną sprowadzonej pracy sprężania

$$\bar{h}_{Sn} = \bar{h}_s \frac{288}{T_{c1}}$$

oraz względnej sprowadzonej temperatury przed (za) turbiną

$$\bar{T}_{c3n} = \bar{T}_{c4n} = \bar{T}_{c3} \frac{288}{T_{c1}} = T_{c4} \frac{288}{T_{c1}}$$

od względnej sprowadzonej prędkości obrotowej. Zależności te przedstawiono na rys. 5 i 6.

Równanie zależności między względnym sprowadzonym wydatkiem powietrza a względną sprowadzoną prędkością obrotową wyprowadza się podobnie jak przy założeniu stałej rzeczywistej pracy sprężania uwzględniając jedynie zmienność temperatury przed turbiną, w wyniku czego otrzymuje się:

$$\bar{G}_{Sn} = \frac{\bar{\pi}_{cS}}{\bar{n}_n} \frac{1}{\sqrt{\bar{T}_{c3}}}$$

oraz w przypadku uwzględnienia zmian współczynnika nadmiaru powietrza:

$$\bar{G}_{Sn} = \alpha \frac{\alpha_0 l + 1}{\alpha l + 1} \frac{\bar{\pi}_{cS}}{\bar{n}_n} \frac{1}{\sqrt{\bar{T}_{c3}}}$$

Posługując się ostatnim wzorem obliczono — dla różnych wartości sprężu obliczeniowego — przebiegi zmian względnego sprowadzonego wydatku powietrza w zależności od względnej sprowadzonej prędkości obrotowej, a wyniki przedstawiono na rys. 7. Należy podkreślić, że istnieje dosyć duża zgodność obliczonych przebiegów z przebiegami rzeczywistymi wyznaczonymi na podstawie danych katalogowych i danych z literatury.

Przytoczone powyżej przebiegi zmian parametrów jednopałowych turbinowych silników odrzutowych ważne są oczywiście tylko dla przypadku krytycznego stosunku ciśnień w dyszy wylotowej. W czasie pracy silnika na stoisku przy prędkościach obrotowych mniejszych od maksymalnej warunek ten nie jest spełniony, a tym samym

$$\frac{\Delta T_{cT}}{T_{c3}} \neq \text{const}$$

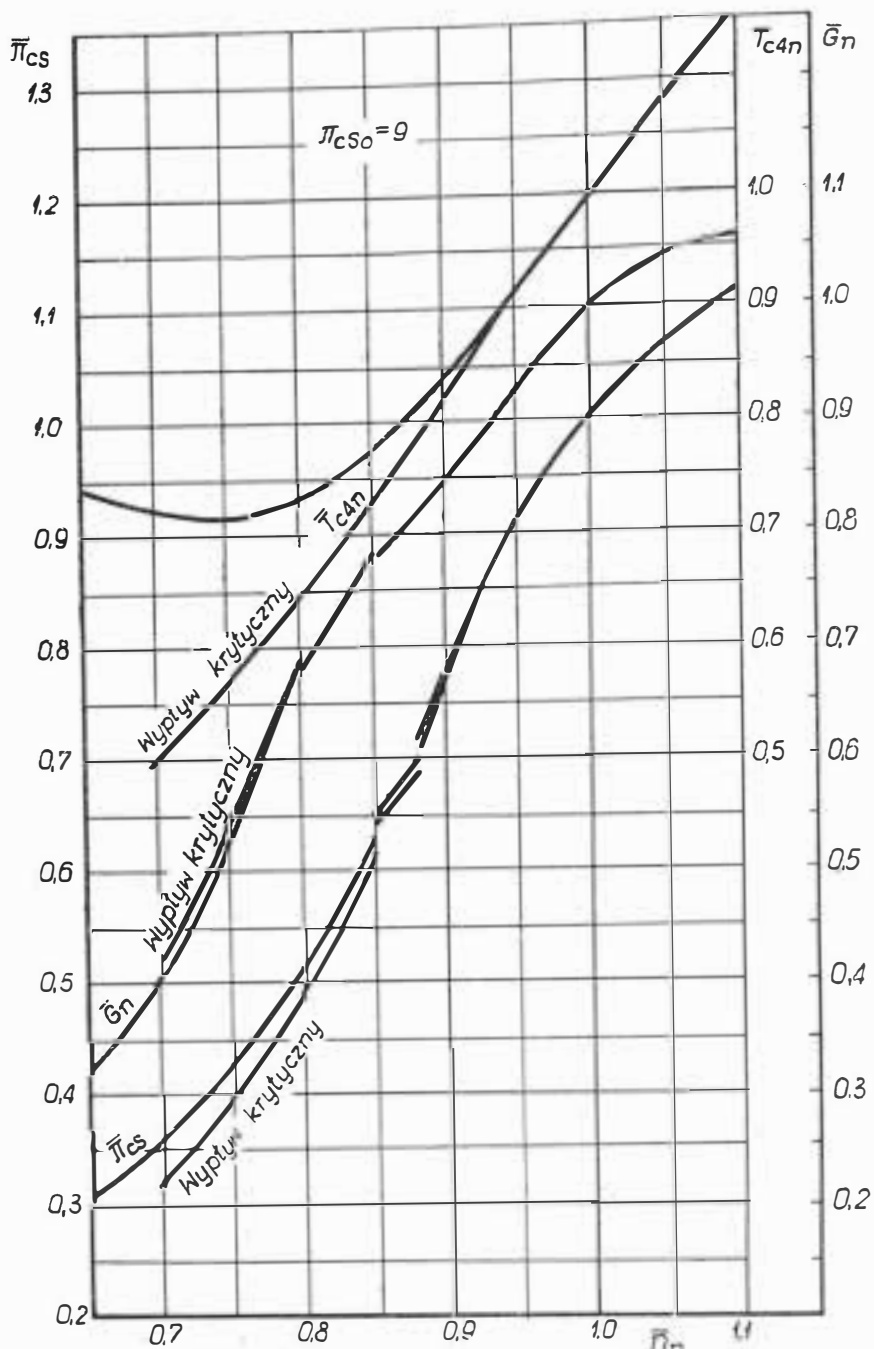
w związku z czym zależności parametrów od prędkości obrotowej różnią się od zależności wyznaczonych dla warunków lotu.

Na rys. 8 porównano przebiegi zmian względnego sprężu, względnego sprowadzonego wydatku powietrza i względnej sprowadzonej temperatury za turbiną silnika o sprężu obliczeniowym 4:1 („Viper” BSV.8) dla tych dwóch przypadków pracy: dla krytycznego wypływu z dyszy wylotowej i dla warunków stoiskowych. Na rys. 9 przedstawiono podobne porównanie dla silnika o sprężu obliczeniowym 9:1 („Avon” RA.29), z uwzględnieniem działania zaworów upustowych. (Między krzywymi odpowiadającymi wypływowi krytycznemu a krzywymi odpowiadającymi warunkom stoiskowym znajdują się, oczywiście nie zaznaczone na wykresach, krzywe odpowiadające różnym liczbom Macha lotu). Z porównania rys. 8 z rys. 9 widać, że w przypadku silnika o sprężu 4:1 różnice w przebiegach zmian sprężu, wydatku powietrza i temperatury za turbiną dla wypływu krytycznego i dla warunków stoiskowych są znacznie większe niż w przypadku silnika o sprężu 9:1. Wytłumaczyć to można tym, że silnik „Viper” BSV.8 ma turbinę jednostopniową, a „Avon” RA.29 — trójstopniową.

Na rys. 10 pokazano przebiegi zmian względnej rzeczywistej temperatury za turbiną w zależności od względnej sprowadzonej prędkości obrotowej przy maksymalnej rzeczywistej prędkości obrotowej dla silników „Viper” i „Avon” pracujących na stoisku. Krzywe przedstawione na tych rysunkach są równoznaczne z krzywymi wpływu temperatury otoczenia na temperaturę za turbiną.

Z wykresów przedstawiających zależności sprowadzonej i rzeczywistej temperatury przed (za) turbiną od sprowadzonej prędkości w warunkach lotu widać, że charakter zmian rzeczywistej temperatury przed (za) turbiną jest ściśle związany z nachyleniem krzywych opisujących przebiegi zmian sprowadzonej temperatury przed (za) turbiną, a więc tym samym z wykładnikiem zależności  $h_s = f(n)$ . W przypadku wykładnika większego od 2, tj. w przypadku sprężu obliczeniowego mniejszego od 6:1, spadek sprowadzonej prędkości obrotowej, czyli wzrost temperatury całkowitej w przekroju wlotowym silnika powoduje spadek rzeczywistej temperatury przed (za) turbiną. Innymi słowami, ze wzrostem prędkości lotu przy maksymalnej rzeczywistej prędkości obrotowej następuje spadek, a ze wzrostem wysokości lotu — wzrost rzeczywistej temperatury przed (za) turbiną. W przypadku wykładnika mniejszego od 2, tj. w przypadku sprężu obliczeniowego większego od 6:1, charakter zmian temperatury przed (za) turbiną jest odwrotny. W warunkach stoiskowych przebiegi zmian temperatury rzeczywistej za turbiną są tego rodzaju, że ze wzrostem temperatury otoczenia powyżej normalnej następuje wzrost temperatury za turbiną.





9. Porównanie przebiegów zmian względnych parametrów silnika o sprężu 9 : 1 dla krytycznego wypływu z dyszy wylotowej i dla warunków stoiskowych

Na podstawie przytoczonych wykresów przebiegów zmian rzeczywistej temperatury przed (za) turbiną można powiedzieć, że w przypadku niedużych zmian temperatury całkowitej w przekroju wlotowym silnika lub temperatury otoczenia — w granicach do ok. 10° — dopuszczalne jest przyjmowanie stałej rzeczywistej temperatury przed (za) turbiną.

#### Zakres stosowania wyznaczonych zależności i wnioski końcowe

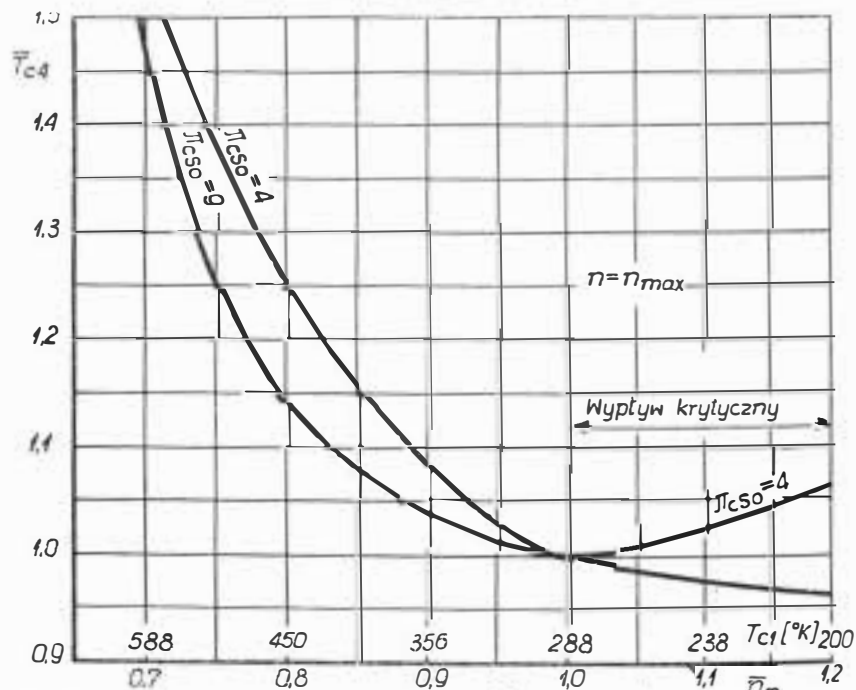
Przytoczone w niniejszym artykule zależności podstawowych parametrów gazodynamicznych silnika od sprowadzonej prędkości obrotowej zostały opracowane głównie dla jednowałowych turbinowych silników odrzutowych z osiową sprężarką, z dyszą wylotową o stałym przekroju i systemem regulacji utrzymującym w warunkach lotu stałą rzeczywistą prędkość obrotową. Mo-

gą one jednak również znaleźć pełne zastosowanie w przypadku turbinowych silników śmigłowych z oddzielną turbiną napędową, która pracuje przy krytycznym stosunku ciśnień w kierownicy. W silnikach tych współpraca sprężarki z turbiną odbywa się według tych samych praw co w turbinowym silniku odrzutowym w warunkach krytycznego wypływu z dyszy wylotowej.

Podane w artykule zależności można poza tym wykorzystywać do określania parametrów — w warunkach lotu — silników, w których zastosowano system regulacji utrzymujący stałą temperaturę przed (za) turbiną. Zadanie polega wówczas na wyznaczeniu dla danych warunków lotu takiej sprowadzonej prędkości obrotowej, przy której rzeczywista temperatura przed (za) turbiną zachowuje założoną wartość. W tym celu oblicza się dla danych warunków lotu i dla założonej temperatury przed (za) turbiną temperaturę sprowadzoną, a następnie z wykresu na rys. 6 określa się odpowiadającą jej względną sprowadzoną prędkość obrotową. Dla określonej tak względnej sprowadzonej prędkości obrotowej odczytuje się z wykresów na rys. 2 i 7 względny spręż i względny sprowadzony wydatek powietrza.

Zakres wartości sprężu obliczeniowego, dla których wyznaczono przebiegi zmian parametrów, ograniczono do 8 : 1 ze względu na fakt, że silniki o większych wartościach sprężu wymagają wprowadzenia pełniejszej mechanizacji (regulacji) sprężarki lub zastosowania sprężarki dwuzespołowej, co znacznie zmienia podstawowe zależności obiegu cieplnego.

Uwzględniony przy wyznaczaniu przebiegów zmian parametrów zakres warunków lotu, tj. zakres spro-



10. Wykres przebiegów zmian względnej rzeczywistej temperatury za turbiną w zależności od względnej sprowadzonej prędkości obrotowej (przy maksymalnej rzeczywistej prędkości obrotowej) dla silników o sprężu 4 : 1 i 9 : 1 pracujących na stoisku

wadzonej prędkości obrotowej, jest szerszy od zakresu mającego praktyczne znaczenie przy określaniu charakterystyk w locie. Względna sprowadzona prędkość obrotowa  $\bar{n}_n = 0,7$  odpowiada przy maksymalnej rzeczywistej prędkości obrotowej liczbie Macha przy ziemi  $Ma = 2,3$ , podczas gdy prędkość przy ziemi najszybszych samolotów bojowych nie będzie przekraczać  $\bar{Ma} = 1,2-1,6$ . Również względna sprowadzona prędkość obrotowa  $\bar{n}_n = 1,2$  jest praktycznie nieosiągalna, ponieważ skrajny — ze względu na temperaturę całkowitą w przekroju wlotowym silnika — przypadek warunków lotu  $Ma = 0$  i  $H = 11$  km (przypadek taki w rzeczywistości również nie występuje) odpowiada

sprowadzonej prędkości obrotowej  $\bar{n}_n = 1,15$ .

Podane w artykule wykresy  $\pi_{cs} = f(\bar{n}_n)$  i  $\eta_{cs} = f(\bar{n}_n)$ , a w związku z tym również zależności wyznaczone w oparciu o te wykresy, mają z natury rzeczy charakter orientacyjny, ponieważ przebiegi zmian sprężu i sprawności sprężarki zależą w dużym stopniu od zasad, według których zaprojektowano sprężarkę. Poza tym zdarza się niekiedy, że obliczeniowy punkt pracy sprężarki nie pokrywa się z obliczeniowym punktem pracy silnika, co może poważnie wpłynąć na przebieg linii współpracy sprężarki z turbiną. Należy jeszcze dodać, że przebiegi zmian sprężu, a w szczególności sprawności sprężarki, w górnym skrajnym za-

kresie sprowadzonej prędkości obrotowej ( $\bar{n}_n > 1,0$ ), są w pewnym stopniu hipotetyczne w związku z brakiem dostatecznej ilości miarodajnych danych statystycznych.

Mimo przybliżonego charakteru przytoczonych wykresów przebiegów zmian parametrów dają one w obliczeniach charakterystyk wyniki bardziej zbliżone do rzeczywistości niż obliczenia przeprowadzone przy założeniu stałej rzeczywistej pracy sprężania.

Jak już wspomniano na wstępie, w artykule niniejszym nie uwzględniono ujawniającego się na większych wysokościach lotu wpływu spadku liczby Reynoldsa. Zagadnienie to będzie tematem następnego artykułu.

Inż. A. JENSEN

Ośrodek Kontrolny Sprzętu Lotniczego Lotnictwa Cywilnego (PFL/ZL) w Pirnie

Dr inż. W. LEHMAN

Instytut Konstrukcji Lekkich (IfL) w Dreźnie

629.135.15:629.139.611

## Zagadnienie startu szybowca za wyciągarką

*Po przedstawieniu szczególnych trudności w teoretycznej analizie startu szybowca za wyciągarką przedstawiono mechanikę startu ze specjalnym uwzględnieniem obciążeń szybowca. Dla potwierdzenia wyników teoretycznych przeprowadzono serię prób w locie. Opisano zastosowaną aparaturę pomiarową oraz przedyskutowano wyniki ze względu na obciążenia szybowca, właściwości i moc wyciągarki, jak również przedstawiono korzyści, jakie daje zastosowanie sprzęgła hydraulicznego.*

*Określona została moc konieczna w przypadku wyciągarki oraz zwrócono uwagę na niezbędną zdolność przyspieszania silnika. Uzyskane wysokości są przedstawione w postaci wykresów ogólnie ważnych — również w przypadku wiatru czołowego. Na końcu rozważono konieczność stosowania linki zrywkowej, a także podano zalecenie, jak przeprowadzać optymalny start za wyciągarką, uwzględniając przy tym warunki bezpieczeństwa lotu.*

Start szybowca za wyciągarką jest dość złożonym przebiegiem. Praktycznie nie jest możliwe rachunkowe ujęcie wielu czynników mających wpływ na przebieg startu, takich jak: indywidualne sterowanie szybowca przez pilota, obsługa wyciągarki przez mechanika wyciągarkowego, własności lotne szybowca, charakterystyka silnika wyciągarki, wiatr czołowy, elastyczność liny holowniczej itd. Tak samo nie można rachunkowo rozwiązać zagadnienia optymalizacji przebiegu startu. Jest kilka prac ujmujących przebieg startu za wyciągarką ze strony teoretycznej. Żeby jednak można było przeprowadzić analizę, pewnych parametrów nie uwzględnia się, a niektóre wielkości zmienne podczas startu przyjmuje się za stałe. I tak przeprowadzono obliczenia przy założeniu stałego współczynnika przeciążenia lub też stałej prędkości lotu. Wyniki takich obliczeń nie są zadowalające, gdyż przyjęte założenia nie odpowiadają rzeczywistości i nie są potwierdzane przez praktykę [1] i [3].

Po raz pierwszy użyteczne wyniki zostały uzyskane przez Gedeona, który dokonał pomiarów parametrów startu szybowca „Meise” za wyciągarką „Herkules” w Politechnice Budapeszteńskiej [2]. Te pomiary w locie w przeciwstawieniu do teoretycznych założeń wykazały, że współczynnik przeciążenia podczas normalnego startu za wyciągarką nie jest stały, lecz stale

się zwiększa, w miarę przebiegu startu. Natomiast w przybliżeniu stała jest siła w linie holowniczej szybowca. Ponieważ pomiary te ograniczają się tylko do jednego typu szybowca i jednego typu wyciągarki, nie można na nich w pełni wyjaśnić całego zagadnienia startu. W Niemieckiej Republice Demokratycznej już od dłuższego czasu zaistniała potrzeba zajęcia się bliżej zagadnieniem startu za wyciągarką. Z chwilą wprowadzenia czechosłowackich wyciągarek o dużej mocy typu „Herkules” stało się możliwe przekraczanie dozwolonych prędkości holowania szybowców (zwłaszcza w przypadku szybowca „Baby”) i obawiano się o przeciążenie konstrukcji. Inne trudności wystąpiły ze starymi wyciągarkami typu „Maybach”, przy stosowaniu ich w przypadku szybowców dwuosobowych. Na hamowni silniki te wykazywały moc 94 KM, uznawaną za konieczną w przypadku szybowców dwuosobowych, ale na lotnisku w mniej korzystnych warunkach, przy niewielkim wietrze czołowym, często nie uzyskiwano wystarczających wysokości. Obciążenie konstrukcji szybowca oraz długość linki zrywkowej dołączanej do liny holowniczej były często przedmiotem różnicy zdań, a także nieporozumień.

W początkach roku 1962 zawarto porozumienie pomiędzy Instytutem Konstrukcji Lekkich (IfL) w Dreźnie a Ośrodkiem Kontrolnym Sprzętu Lotniczego Lotni-

ctwa Cywilnego (Pfl/ZL) w Pirnie w sprawie wspólnego opracowania zagadnienia startu za wyciągarką.

W wyniku analizy niezbyt bogatej literatury na ten temat ustalono najpierw wzory określające przebieg toru oraz osiągnięte wysokości lotu i oszacowano zapotrzebowanie mocy przez wyciągarkę.

Te obliczenia mogły być potem porównane z wynikami pomiarów w locie. Takie pomiary w locie były przeprowadzane przez zespół roboczy jesienią 1962 r. w Riese-Canitz.

### Mechanika startu za wyciągarką

Warto najpierw przypomnieć pewne związki, znane przynajmniej częściowo, dotyczące mechaniki startu za wyciągarką. Na rys. 1 przedstawiono przebieg toru lotu podczas startu za wyciągarką.

Tor lotu może być podzielony na trzy fazy:

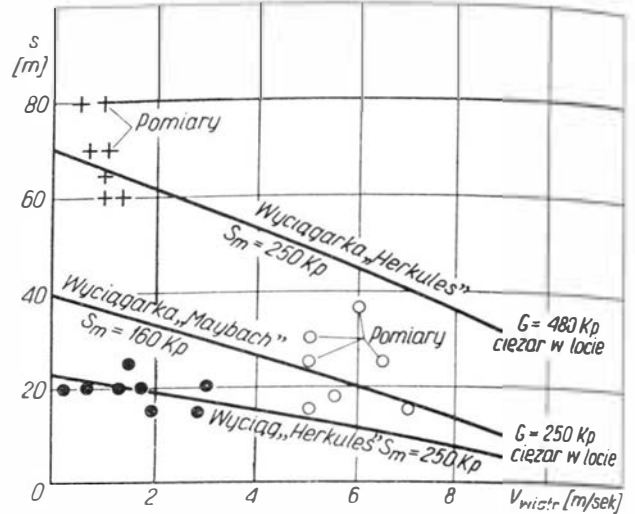
- 1) ślizganie się względnie toczenie po ziemi, aż do oderwania się przy prędkości  $v = 1,2 v_{s1}$ ,
- 2) przejście do lotu wznoszącego,
- 3) lot ze wznoszeniem aż do momentu wyczepienia się.

Podczas pierwszej fazy szybowiec musi być przyspieszony ze stanu spoczynku do prędkości oderwania się od ziemi. Krytycznym momentem jest ruszenie z miejsca, kiedy jest potrzebna stała zdolność przyspieszania. Przy istnieniu siły tarcia nie występuje odciążające działanie siły nośnej i każda nierówność terenu uwidacznia się natychmiast jako czynnik zakłócający. Dla przewyższenia siły tarcia szybowca, zależnie od jego typu i stanu powierzchni lotniska, potrzebna jest siła w linie holowniczej przynajmniej 50 do 100 kG, przy czym zakłada się, że teren jest równy, a szybowiec jest zaopatrzone w kółko. (Wartość współczynnika tarcia  $\mu = 0,08$  do  $0,10$  w przypadku koła;  $\mu = 0,30$  dla płozy;  $\mu = 0,50$  do  $0,1$  dla liny). W przypadku piaszczystego podłoża i płozy te minimalne wartości są znacznie przekroczone.

W przypadku wyciągarki typu „Herkules” na podstawie wyników pomiarów można liczyć się z występowaniem podczas rozbiegu stałej siły w linie holowniczej rzędu  $S \approx 250$  do  $280$  kG. W przypadku wyciągarki typu „Maybach” siła odpowiednio wynosi  $S \approx 160$  do  $200$  kG.

Rysunek 2 przedstawia długość rozbiegu aż do oderwania się przy  $v = 1,2 v_{s1}$  w zależności od prędkości wiatru. Długość rozbiegu obliczono przy tym prze-

Pomiary : + „Lehrmeister” wyciągarka „Herkules”  
 O „Baby” wyciągarka „Maybach”  
 ● „Baby” wyciągarka „Herkules”  
 Obliczenie : -  $V_{oderw} = 1,2 \cdot v_{s1}$ ;  $\mu = 0,08$ ;  $H_{liny} = 0,5$



2. Droga toczenia się po ziemi aż do oderwania się szybowca przy  $V = 1,2 v_{s1}$ , w zależności od prędkości wiatru

prowadzając całkowanie znanego warunku równowagi sił podczas rozbiegu:

$$\left( \frac{G}{g} + \frac{G_s}{g} + \frac{G_G}{g} \right) \frac{dv}{dt} + (G - A) u + W + G_s u_s - S = 0$$

Dla porównania podano również wartości uzyskane z pomiarów w locie. Duży rozrzut punktów w przypadku wyciągarki „Maybach” w dużym stopniu zależy od włączania sprzęgła, co jest rezultatem takiej czy innej zręczności mechanika obsługującego wyciągarkę.

W drugiej fazie szybowiec po oderwaniu od ziemi jest przeprowadzany w położenie lotu wznoszącego odpowiednim manewrem steru wysokości. Odpowiadająca temu długość odcinka wynosi:

$$s_2 = \frac{(1,2 v_{s1})^2}{g} \frac{\sin \gamma}{n - \cos \gamma} \left( 1 - \frac{V_w}{1,2 v_{s1}} \right)$$

W zależności od siły w linie holowniczej, ciężaru szybowca i wiatru czołowego wynosi ona od 50 do 80 m.

Faza trzecia obejmuje właściwy lot wznoszący aż do wyczepienia się szybowca. Przy założeniu nieważkiej liny holowniczej, nie wykazującej zwisu, wysokość może być obliczona ze wzoru:

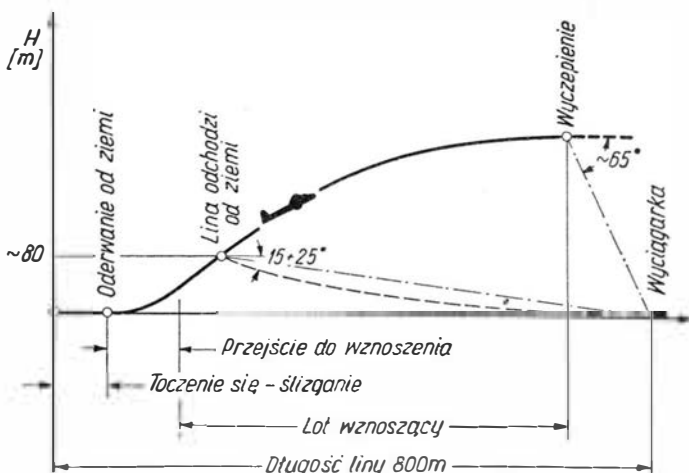
$$H = L_s \sin \varphi$$

Według Radego [3] długość liny holowniczej  $L_s$  może być określona wzorem:

$$L_s = L_0 \exp \int_{\varphi_0}^{\varphi_1} \frac{v_s/v \, d\varphi}{\sqrt{1 - (v_s/v)^2}}$$

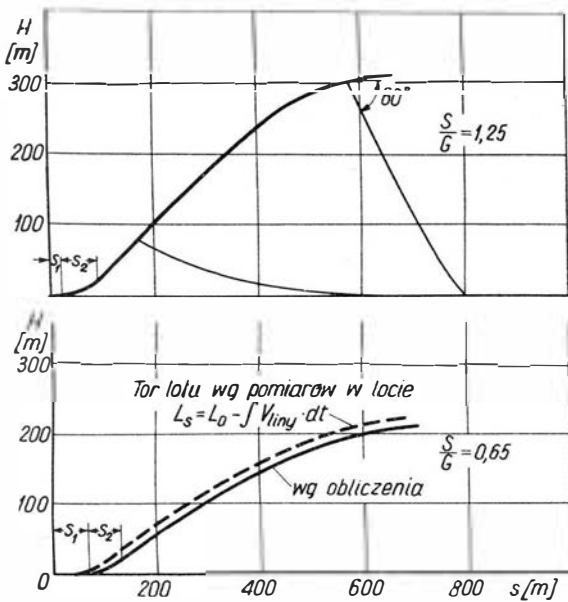
Przyjmując  $G/S = \text{const}$  otrzymuje się prędkość liny holowniczej odniesioną do prędkości lotu według wzoru:

$$v_s = \frac{v \cos \varphi}{\sqrt{(S/G)^2 + 2S/G \sin \varphi + 1}} + \frac{c_w}{c_A} \sqrt{\frac{\cos^2 \varphi}{1 - \frac{(S/G)^2 + 2S/G \sin \varphi + 1}{(v_s/v)_0^2 (1 - k\varphi)}}}$$



1. Przebieg toru lotu podczas startu za wyciągarką (schematyczny)





3. Obliczony przebieg toru lotu

Z własnych pomiarów w locie oraz według [2] wynika, że wskutek nieuwzględnienia zwisu linii holowniczej w rzeczywistości prędkość linii jest 1,22 do 1,27 razy większa od wynikającej z powyższego wzoru.

Tak więc prędkość linii w warunkach ciszy wyniesie:

$$v_s \approx 1,25 v (v_s/v)_0 (1 - k\varphi)$$

Oczywiście, ten wzór obowiązuje, gdy linia jest całkowicie podniesiona z ziemi, co następuje w zależności od siły w linie i jej ciężaru przy kącie linii  $\varphi_1 = 15^\circ$  do  $25^\circ$ . W chwili osiągnięcia tego kąta wysokość zazwyczaj wynosi około 80 m przy długości całkowitej linii 800 do 1000 m; odległość  $S_2$  oraz  $S_3$ , włączając w to łuk przejściowy, wynosi od 150 m (dla szybowca „Baby”) do 210 m (dla szybowca „Lehrmeister”) w warunkach ciszy:

$$L_{s\varphi A} = L_{s\varphi 1} e^{\alpha}$$

przy czym:

$$\alpha = - \frac{1}{1,25k (v_s/v)^2} \left[ \sqrt{1 - 1,25^2 (v_s/v)_0^2 (1 - k\varphi_1)^2} + \sqrt{1 - 1,25^2 (v_s/v)_0^2 (1 - k\varphi_1)^2} \right]$$

oraz:

$$L_{s\varphi 1} = L_0 - s_1 - s_2 - s_3 \quad (\text{por. rys. 2})$$

Przy kącie linii holowniczej  $60^\circ$  do  $65^\circ$  następuje wyczepienie. Osiągniętą wysokość lotu można w przybliżeniu obliczyć według wzoru:

$$H_A = (L_s - 5) \sin [(60^\circ \text{ do } 65^\circ) - 5^\circ]$$

Zmniejszenie długości linii o 5 m uwzględnia skrócenie cięciwy w stosunku do rzeczywistej długości linii. Ze względu na zwis linii, kąt szybowiec — wyciągarka — ziemia jest zmniejszony o około  $5^\circ$  w porównaniu do kąta linii podczas wyczepiania.

Na rysunku 3 przedstawiono przebiegi torów lotu dla warunków  $S/G$  0,65 i 1,25, wynikające z przytoczonych wzorów, dla ciszy z uwzględnieniem zwisu linii. Obliczone tory lotów dobrze zgadzają się z pomierzonymi. Należy przy tym zwrócić uwagę, że podczas prób w locie występował wpływ wiatru oraz siła w linie holowniczej nie była zupełnie stała.

Moc wymagana od wyciągarki dla lotu wznoszącego składa się z czterech składników:

ciężar szybowca  $\times$  prędkość wznoszenia,  
opór aerodynamiczny szybowca  $\times$  prędkość lotu,  
ciężar linii  $\times$  prędkość wznoszenia linii (średnia),  
opór aerodynamiczny linii  $\times$  prędkość linii względem powietrza (średnia):

$$N = G \left( v \sin \gamma + v \frac{c_w}{c_A} \right) + G_s \frac{v}{2} \sin \gamma + \frac{3}{4} v W_s$$

Siła w odniesieniu do ciężaru szybowca może być obliczona ze wzoru:

$$\frac{S_w}{G} = \frac{v}{v_s} \left( \sin \gamma + \frac{c_w}{c_A} + \frac{G_s}{2G} \sin \gamma + \frac{3}{4} \frac{W_s}{G} \right)$$

kąt toru zaś według:

$$\sin \gamma = \frac{1}{G + \frac{G_s}{2}} \left( S_w \frac{v_s}{v} - \frac{c_w}{c_A} G - \frac{3}{4} W_s \right)$$

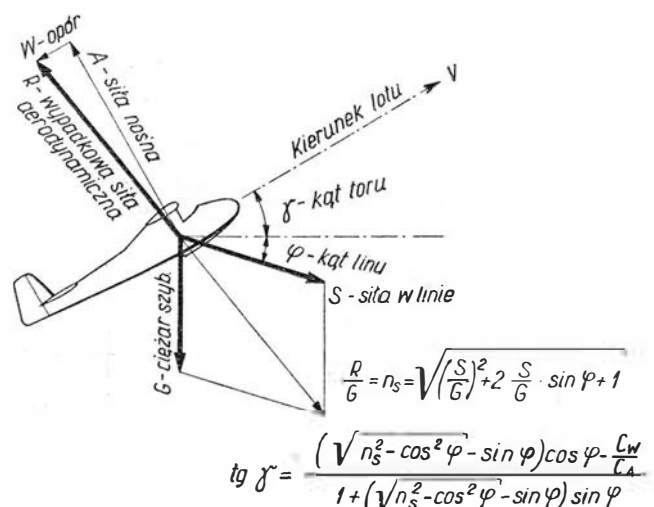
Tak więc osiągnięta wysokość jest proporcjonalna do będącej do dyspozycji siły w linie względnie do momentu obrotowego wyciągarki i odwrotnie proporcjonalna do ciężaru szybowca.

Ponieważ lot wznoszący stanowi przeważającą część całego startu, to będący do dyspozycji moment obrotowy jest miarodajny ze względu na osiągnięcie wysokości lotu.

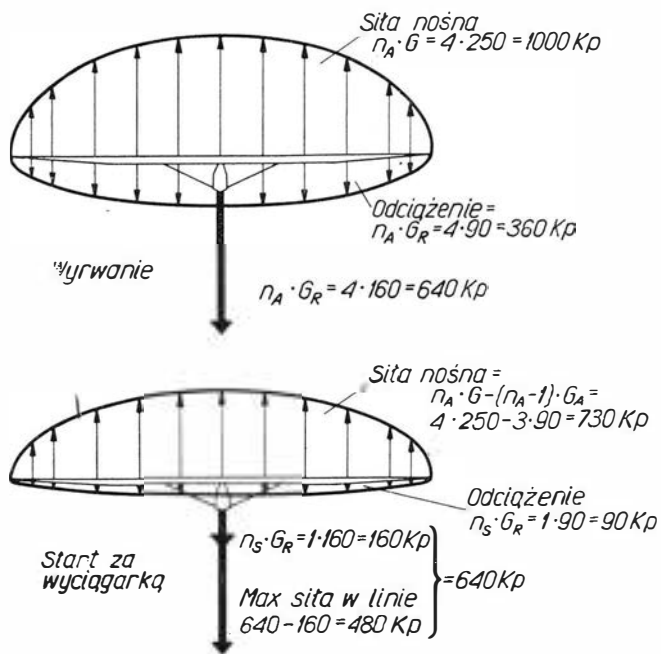
Podczas wznoszenia prędkość linii stale się zmniejsza. Dlatego też jest rzeczą szczególnie ważną, żeby również przy małych prędkościach linii holowniczej była do dyspozycji wystarczająca siła ciągnąca, tzn. żeby przy małej prędkości obrotowej silnika był zachowany dostateczny moment obrotowy.

#### Obciążenia szybowca podczas startu za wyciągarką

Wszystkie siły oddziaływające na szybowiec muszą być w równowadze. W ustalonym locie holowanym wypadkowa siła aerodynamiczna jest zrównoważona wypadkową z ciężaru i siły w linie holowniczej. Zakrzywienie toru lotu, a w związku z tym siła odśrodkowa są małe i mogą być pominięte. Większa siła odśrodkowa



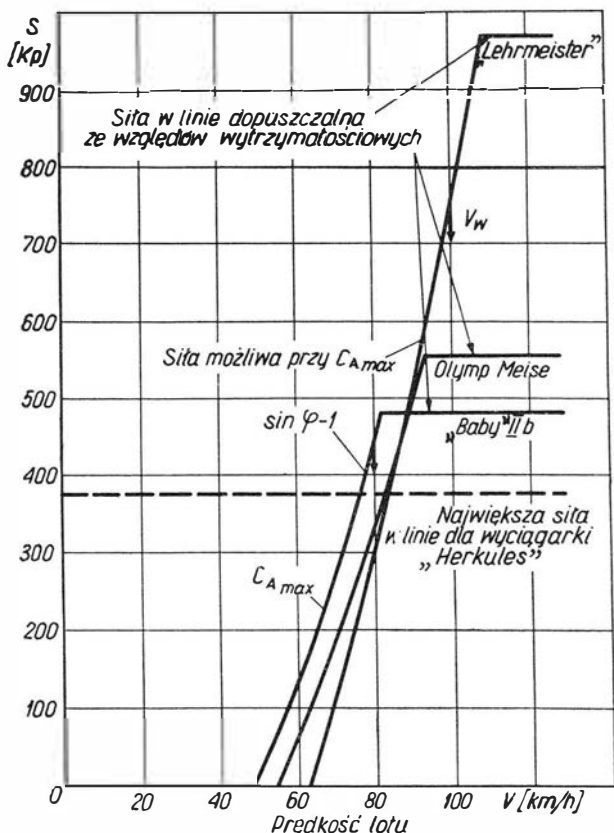
4. Siły działające na szybowiec w ustalonym locie holowanym



5. Dopuszczalne obciążenie płatów szybowca „Baby”

kowa występuje tylko podczas przechodzenia do lotu wznoszącego. Wypadkowa siła aerodynamiczna może być w znany sposób rozłożona na siłę nośną i opór, a ponieważ siła nośna w definicji jest prostopadła do kierunku lotu, to, niezależnie od prędkości lotu, otrzymuje się też i kierunek lotu. Tak więc pilot nie może oddziaływać na kierunek lotu ani też na kąt wznoszenia za pośrednictwem steru wysokości, bowiem te parametry są określone poprzez wartość i kierunek siły w linie holowniczej.

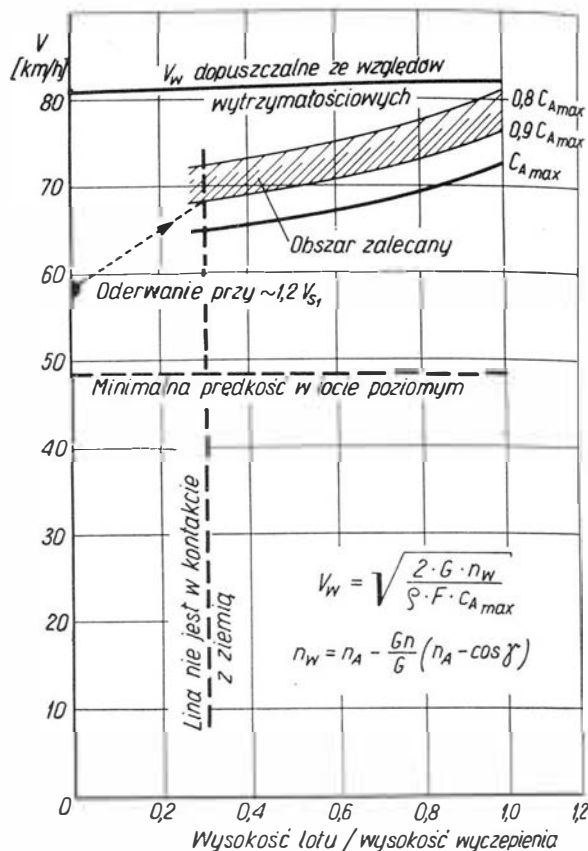
Podczas gdy w swobodnym locie poziomym siła nośna jest skierowana przeciwie do ciężaru całkowitego szybowca i równoważy go, to w locie krzywoliniowym, w pętli, podczas wyrwania lub podczas zakrętu wy-



6. Możliwe siły w linie holowniczej w przypadku poszczególnych typów szybowców

stępuje dodatkowo siła odśrodkowa i wtedy obciążenie szybowca jest wielokrotnością jego ciężaru. Obciążenie może ocenić pilot według siły, z jaką jest on wciskany w siedzenie lub z jaką siłą wisi on na pasach. Tak więc pilot ma niejako wbudowany przyspieszoniomierz i według niego ocenia obciążenie szybowca. Manewruje sterami w ten sposób, żeby zarówno siebie, jak i szybowca nie poddawać zbyt dużym obciążeniom.

Rzeczywiste obciążenie giętkie skrzydła jest powodowane siłą nośną, przy czym ciężar samego skrzydła wywiera działanie odciążające. W przytoczonym przykładzie szybowca „Baby” odciążenie skrzydeł spowo-



7. Zakres prędkości lotu w czasie startu za wyciągarką (szybowiec „Baby”, wyciągarka „Herkules”)

dowane jego ciężarem wynosi do 36% całkowitego obciążenia (por. rys. 5 górny).

Podczas lotu holowanego sytuacja wygląda inaczej. Z uwagi na małe zakrzywienie toru lotu siła odśrodkowa jest niewielka, współczynnik obciążenia jest bliski jedności i pilot za pośrednictwem swego „przyspieszoniomierza” nie może ocenić, w jakim stopniu szybowiec doznaje obciążenia. Odciążenie skrzydeł jest minimalne (por. rys. 5 dolny). Według istniejącej wytrzymałości skrzydła na zginanie i uwzględniając minimalne odciążenie wskutek działania własnego ciężaru skrzydła obliczyć można dopuszczalną siłę w linie holowniczej ze względu na wytrzymałość szybowca. Takie wartości dla różnych szybowców podane są na rys. 6.

Największa dopuszczalna prędkość lotu podczas startu za wyciągarką w ogólności jest tak wyznaczona, żeby podczas lotu z największym możliwym współczynnikiem siły nośnej aż do tej prędkości nie było możliwe przekroczenie dopuszczalnego obciążenia skrzydła.

Zakres będący do dyspozycji pomiędzy prędkością dopuszczalną ze względów wytrzymałościowych a określoną poprzez największy współczynnik siły nośnej jest dość wąski. W locie holowanym minimalna prędkość lotu jest większa niż w locie swobodnym, gdyż dodatkowo musi być „unoszona” siła w linie.

Rysunek 7 przedstawia sytuację podczas holowania szybowca „Baby” przez wyciągarkę „Herkules”.

### Próby w locie

Pomiary zostały przeprowadzone z dwiema najbardziej rozpowszechnionymi w NRD wyciągarkami. Wyciągarka „Maybach” jest zaopatrzona w silnik benzynowy o mocy 94 KM, w 4-biegową skrzynkę biegów oraz zwykle sprzęgło uruchomiane pedałem. Natomiast wyciągarka „Herkules” jest zaopatrzona w silnik wysokoprężny „Tatra” o mocy 134 KM. Zamiast przekładni przełączanej mechanicznie ma ona sprzęgło hydrauliczne, pozwalające na przekazywanie momentu obrotowego nawet przy małych prędkościach obrotowych.

W celu uzyskania możliwie szerokiego zakresu pomiarowego przeprowadzono próby z jednej strony z najlżejszym szybowcem „Baby” o ciężarze w locie 250 kG, a z drugiej z najcięższym — „Lehrmeister” o ciężarze 500 kG. Pomimo krótkiego okresu, w jakim były dostępne przyrządy pomiarowe, udało się przeprowadzić 29 lotów pomiarowych.

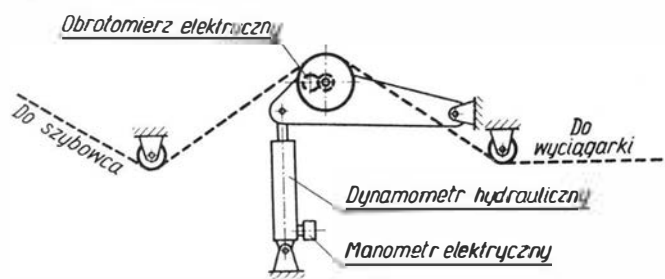
W celu uzyskania użytecznych wyników z prób w locie były mierzone następujące parametry za pośrednictwem samopisów:

na szybowcu prędkość i wysokość lotu,

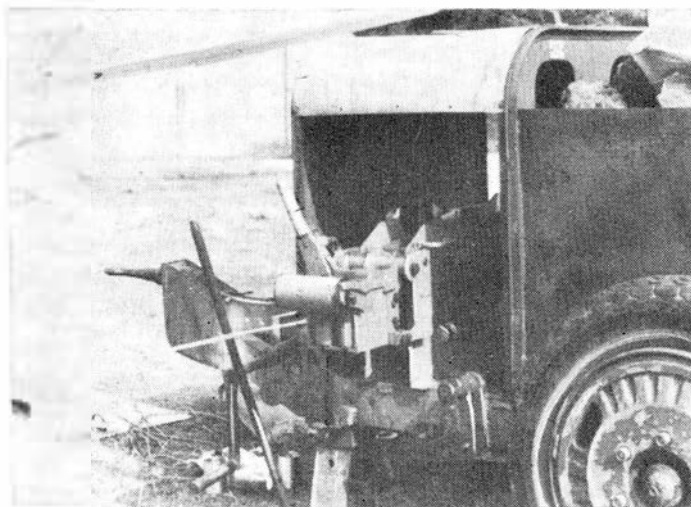
na wyciągarce siła w linie holowniczej i prędkość tej linii w przypadku wyciągarki „Herkules” dodatkowo prędkość obrotową silnika.

Głównym elementem urządzenia pomiarowego na wyciągarce był przyrząd do mierzenia siły i prędkości linii holowniczej (rys. 8).

W tym aparacie lina przechodzi przez dwie rolki prowadzące oraz w środku — przez rolkę pomiarową, umocowaną wychylnie. Ciśnienie w siłowniku hydraulicznym jest miarą występującej siły w linie. Prędkość linii jest mierzona za pośrednictwem napięcia prądu elektrycznego z prądnicy sprzęgniętej z rolką prowadzącą. Mierzone wartości siły w linie, jej prędkości oraz prędkości obrotowej silnika w przypadku wyciągarki „Herkules” są przekazywane na drodze elektrycznej na potrójny samopis kreślący parametry na taśmie papieru. W przypadku wyciągarki „Maybach” zainstalowanie miernika prędkości obrotowej wymagałoby większych przeróbek. Zasilanie aparatury pomiarowej prądem odbywało się za pośrednictwem agregatu prądotwórczego 220 V. Cała aparatura pomiarowa była przeskalowana i w czasie akcji pracowała bardzo dobrze.

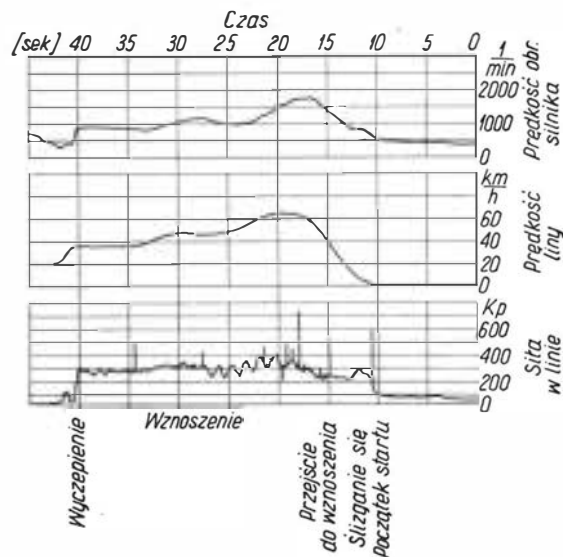


8. Urządzenie do pomiaru siły w linie i jej prędkości (schemat)



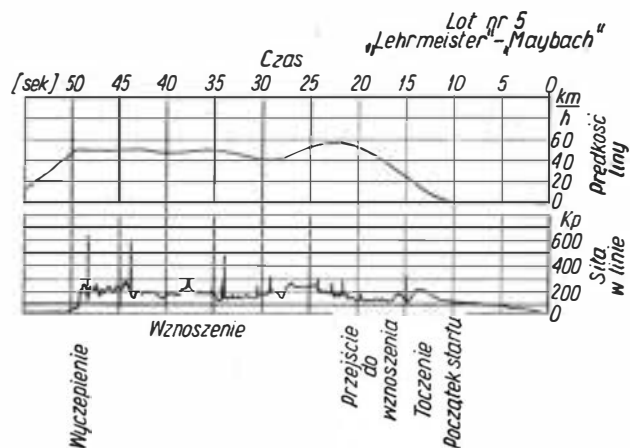
9. Umieszczenie urządzenia pomiarowego w starej wyciągarce

Rysunek 10 przedstawia układ pomiarowy. Aparat do mierzenia siły i prędkości linii holowniczej był umocowany na podwoziu starej wyciągarki „Maybach” i ustawiony przed wyciągarką pomiarową „Herkules”.



10. Zapis startu szybowca „Baby” za wyciągarką „Herkules”

Rysunek 11 przedstawia zapis startu szybowca „Baby” za wyciągarką „Herkules”. Przebieg zapisów od strony prawej do lewej. Wpisane wartości parametrów otrzymano na podstawie skalowania aparatury. Przed właściwym startem, tzn. zanim szybowiec ruszył



11. Zapis startu szybowca „Lehrmeister” za wyciągarką „Maybach”



z miejsca, widoczne jest narastanie siły w linii powodowane jej napinaniem. Prędkość liny jest bardzo mała i silnik pracuje na jałowym biegu. Następnie siła, prędkość liny i prędkość obrotowa silnika znacznie wzrastają — następuje silne przyspieszenie szybowca na ziemi, po osiągnięciu określonej prędkości minimalnej szybowiec odrywa się od ziemi i przechodzi do lotu wznoszącego. Podczas przechodzenia przez łuk przejściowy (do wznoszenia) szybowiec jest dalej przyspieszany, co widać po przyrastającej prędkości liny holowniczej. Następujące po tym zmniejszenie się prędkości liny oraz spadek prędkości obrotów silnika są wynikiem sterowania przez pilota. Jakkolwiek mechanik wyciągarkowy dociska dźwignię przepustnicy do oporu, pilot szybowca powoduje dławienie silnika wyciągarki w celu osiągnięcia właściwej prędkości lotu i prędkości liny.

Okresowe wahania siły w linii, widoczne na wykresie, w granicach 50 kG są wahaniami własnymi układu masa — sprężyna, przy czym sprężynę stanowi napięta, elastyczna, zwisająca lina, a masą układu drgającego jest szybowiec. Teoretyczne obliczenie tej częstotliwości jest trudne dlatego, że nie ma do dyspozycji wystarczających danych odnoszących się do stałej sprężyny oraz tłumienia sprężystego, gdy występują

siły aerodynamiczne. Te drgania są ściśle związane z wahaniami kąta natarcia szybowca, jak to wykazały obliczenia. Pomierzone częstotliwości leżą w zakresie od 0,6 do 1,0 Hz.

Te wahania obciążeń są zawsze tak duże i częste, że powinny być uwzględniane w rozważaniach wytrzymałości zmęczeniowej szybowców. Z pomiarów wynika, że podczas każdego startu występuje około 25 wahań obciążenia. Szybowiec, który może być w użytkowaniu przez 12 lat (jeżeli jest to szybowiec szkolny) i w tym czasie wykonać około 7000 startów, otrzymuje wtedy  $25 \cdot 7000 = 175\,000$  zmian obciążenia w całym okresie użytkowania, co, oprócz innych wpływów, musi odegrać rolę przy wyznaczaniu „pewnego (bezpiecznego) okresu żywotności” szybowca.

Rysunek 12 przedstawia zapis przebiegu startu szybowca „Lehrmeister” za wyciągarką „Maybach”. Poszczególne fazy startu, od początku aż do wyczepienia, są tu również dobrze widoczne. Zdecydowane wysoki siły w linii są wywołane uderzeniami podczas nierównomiernego odwijania się liny z bębna. Trwają one tylko 1/20 do 1/40 sekundy i osiągają wartości od 400 do 800 kG. Z powodu dużego tłumienia przez linę siły te nie przechodzą na szybowiec.

Dokończenie nastąpi

025.45:048.6

## Uniwersalna Klasyfikacja Dziesiętna (UKD)

Uchwała nr 160/63 Rady Ministrów z dnia 25 kwietnia 1963 r. w sprawie planu działalności w zakresie informacji technicznej i ekonomicznej w latach 1963—65 zobowiązuje Centralny Instytut Informacji Naukowo-Technicznej i Ekonomicznej (CIINTE, Warszawa, 68, al. Niepodległości 188) do wydania autoryzowanych tablic Uniwersalnej Klasyfikacji Dziesiętnej (UKD), jako nieodzownej pomocy metodycznej dla polskiej służby informacyjnej.

Dlatego każdy interesujący się piśmiennictwem powinien zapoznać się z materiałami roboczymi CIINTE, które stanowią: 0.25.45(048.6) = 84 Uniwersalna Klasyfikacja Dziesiętna, wydanie skrócone, tom I, Tablice oraz tom II Indeks — aktualne na dzień 1.VII.1962 r. (wł. P-Nota 773), wydanie 1964 r.

Skrócone Tablice UKD zawierają we wstępie rys historyczny i zasady budowy UKD, strukturę i znakowanie, uwagi o korzystaniu z UKD oraz dane do korzystania z tablic.

Klasyfikowanie wymaga dużej umiejętności i zależy w dużym stopniu zarówno od ogólnej znajomości klasyfikacji treści, jak i od należytego zrozumienia zasad i znakowania danego systemu.

Uniwersalna Klasyfikacja Dziesiętna tworzy się przy zachowaniu trzech podstawowych zasad: oparta jest na analizie zawartości dokumentów, obejmuje wszystkie dziedziny wiedzy i wreszcie jest budowana na zasadzie przechodzenia od pojęć ogólnych do szczegółowych.

Cała wiedza zamyka się umownie w dziesięciu głównych działach, z których każdy dzieli się następnie dalej systemem dziesiętnym, aż do otrzymania potrzebnego hasła szczegółowego. Do oznaczenia tych haseł wybrano cyfry arabskie, jako znane na całym świecie, oraz możliwe do użycia przy maszynach liczących.

Według skróconych tablic UKD CIINTE najważniejsze działy dotyczące lotnictwa to:

347.82	Prawo lotnicze
351.814	Ruch lotniczy. Kierowanie ruchem lotniczym
358.4	Siły powietrzne. Wojska lotnicze. Samoloty wojskowe
388.9	Ekonomika transportu lotniczego
527.6	Nawigacja lotnicza
533.6	Aerodynamika
551.5	Meteorologia
613.693	Higiena lotnicza. Medycyna lotnicza
621.396	Radiokomunikacja
621.43	Silniki spalinowe
621.438	Turbiny gazowe
621.45	Silniki raketowe i odrzutowe
623.74	Lotnictwo wojskowe i morskie
625.712.65	Budowa lotnisk
629.13	Technika lotnicza. Statki powietrzne
	Astronautyka — kosmonautyka. Statki kosmiczne. Rakiety. Stacje kosmiczne itp.
629.19:550.3	Sztuczne satelity

Uwaga: 629.13/19 zastąpione zostaną przez 629.7 P-Nota 801 FID z 16.12.63, o czym niżej.

656.7	Transport powietrzny
656.866.7	Przewóz poczty lotniczej
711.553.9	Planowanie portów lotniczych
725.39	Budynki portów lotniczych. Wieże kontrolne. Hangary
778.35	Fotografia lotnicza
797.5	Sporty lotnicze. Spadochroniarstwo. Lotnictwo silnikowe. Szybownictwo

W chwili obecnej UKD stanowi najbardziej rozpowszechniony na świecie (zarówno na wschodzie jak i na zachodzie) system klasyfikacji. W ZSRR UKD jest urzędowo zatwierdzona i wszystkie książki, podobnie jak większość i u nas, oraz publikacje są klasyfikowane w tym systemie.

UKD jest przedmiotem stałych ulepszeń, poprawek i uzupełnień, które przy bardzo burzliwym rozwoju techniki, ekonomiki i nauki w ogóle są nieuniknione i dlatego należy oczekiwać, że zmiana tablic 629.13 i 629.19 na 629.7 ustali szereg haseł i definicji słownictwa lotniczego.

Podane poniżej rozbitcie analityczne działu „629.13 Technika lotnicza. Statki powietrzne” dokonane zostanie na podstawie szczegółowej klasyfikacji wydanej w języku niemieckim DNA-1964. DK Abt. 62 FID- nr 297.

Dział 629.13 opiera się na polskim odpowiedniku podziału statków powietrznych według normy międzynarodowej, wydanej jako załącznik 7 do Konwencji ICAO - International Civil Aviation Organisation. Normę tę podaje się w oryginale w języku angielskim. Jest to wydanie II z kwietnia 1964 r.: Annex 7 - Aircraft Nationality and Registration Marks, International Standards — Classification of Aircraft.

Jakkolwiek poszczególne terminy w tych opracowaniach odpowiadają w zasadzie hasłom przyjętym przez Komisję Terminologiczną Lotniczą, działającą przy Departamencie Lotnictwa Cywilnego Ministerstwa Komunikacji, to jednak należy oczekiwać uwag co do nazewnictwa wprowadzonego do polskiej terminologii lotniczej.

Oficjalne zmiany i uzupełnienia do pełnych tablic UKD w języku polskim podawane są w wydawnictwie CIINTE pt. „UKD — Zmiany i uzupełnienia”.

025.45 UKD	Technika lotnicza. Statki powietrzne.
629.13	Statki powietrzne wojskowe klasyfikuje się pod 623.74
629.13.01	Poszczególne części statków powietrznych. Istnieje wielka ilość części, które przy sterowcach i samolotach są równe lub podobne, np. pod 629.13.011 klasyfikuje się poszczególne części, które wchodzą nie tylko w skład sterowców, lecz także w skład samolotów

	tów. I na odwrót, pod 629.13.012 klasyfikuje się poszczególne części, które wchodzić nie tylko w skład samolotów, lecz także sterowców. Z tego powodu różnica między 629.13.011 i 629.13.012 z punktu widzenia rodzaju statku powietrznego nie musi być ściśle rozgraniczona. Poszczególne części wspólne zaleca się klasyfikować pod 629.13.011			
629.13.011/012	Poszczególne części, które składają się na właściwy korpus statku powietrznego			
629.13.011	Elementy konstrukcyjne aerostatów			
629.13.011.1	Kształty, powłoki, szkielety, gondole, siatki, urządzenia do napełniania, urządzenia do opróżniania			
629.13.011.11	Kształty			
.113/114	Srodki do zmian korpusu nośnego			
.113	Srodki do zmian kształtu korpusu nośnego. Aerostaty o zmiennych kształtach			
.114	Srodki do zmian położenia korpusu nośnego			
.12	Powłoki			
.122	Powłoki sztywne			
.124	Powłoki z tkanin			
.125	Powłoki skórzane			
.126	Powłoki z innych materiałów			
.127	Obróbka powierzchni powłok			
.129	Inne zagadnienia dotyczące powłok			
.13	Siatki. Olinowanie. Srodki do zamocowania			
.14	Balonety. Komory gazowe			
.142	Balonety			
.145	Komory gazowe			
.15	Napełnianie gazem			
.152	Rodzaje gazów. Hel. Wodór			
.153	Stan gazów. Ciśnienie. Temperatura			
.154	Srodki do zmiany stanu gazów. Ogrzewanie. Oziebianie itp.			
.156	Gazy ochronne. Gazy ochronne przed zapaleniem			
.17	Urządzenia do napełniania			
.18	Urządzenia do opróżniania. Urządzenia do wypuszczania gazów			
.182	Zawory			
	p. 621.646.2 Zawory			
.183	Linki do rozrywania powłoki			
.189	Inne urządzenia do opróżniania			
.2	Gondole, kosze, liny			
.22	Gondole, kosze			
.223	Gondole ruchome. Gondole obracalne. Gondole do opuszczania			
.225	Elastyczne zawieszenie gondol. Zawieszenie za pomocą sprężyn			
.27	Liny			
.3	Wiązania. Szkielety			
.5	Podział pomieszczeń w statkach powietrznych			
	629.13.011.5 $\cong$ 629.13.011.5			
.7	Różne części sterowców. Podłogi, wręgi, grodzie, zwornice itp.			
	629.13.011.7 $\cong$ 629.12.011.7			
.9	Inne poszczególne części konstrukcji			
	Tutaj klasyfikuje się takie części, które nie zostały podane w poprzednich ani też w następnych podziałach analitycznych			
629.13.012	Elementy konstrukcyjne aerodyn. Kadłuby, kabiny			
629.13.012.1	Oplótnienie. Osłony, pokrycia			
.11	Materiały			
.113	Metale. Konstrukcje całkowicie metalowe			
.12	Osłony silnika			
.122	Możliwości dostępu. Części odsłaniane. Pokrywy			
.123	Wygięte części przedniej osłony silnika			
.124	Pokrycia, okucia śmigieł. Osłona piasty śmigieł			
629.13.012.124	Pokrycia, okucia śmigieł. Osłona piasty śmigieł			
.125	Przegrody ogniowe			
.126	Osłona ochronna silnika. Maski silnika			
.127	Osłony silników gwiazdowych			
.13	Pokrycie kadłuba			
.14	Pokrycie części końcowej kadłuba			
.16	Wygięte części osłon			
.2	Kadłuby samolotów			
.21	Materiały. Kształty kadłubów. Układ kadłubów. Rodzaje konstrukcji kadłubów			
.212	Materiały			
.212.1	Drewno			
.2	Metal			
.3	Połączenie wielu materiałów			
.213	Kształty kadłubów (okrągłe, graniaste itp).			
.214	Układ kadłubów			
	p. 533.696 Badanie aerodynamiczne kadłubów p. 629.135.21 Jednopłaty			
.215	Rodzaje konstrukcji kadłubów. Kadłuby kratowe, skorupowe. Szkielety			
.217	Kadłuby z częściami składanymi i częściami odedjmowanymi			
.22	Wnętrza kadłubów			
.24	Łoże silnika. Dźwigary. Okucia. Sworznie			
.3	Otwarte kabiny pilota. Kabiny obserwatora. Fotele mechaniki pokładowego			
.31	Otwarte kabiny pilota			
.32	Otwarte kabiny ucznia			
.33	Otwarte kabiny obserwatora			
629.13.012.34	Inne fotele. Fotele mechaniki pokładowego			
.5	Podział pomieszczeń w samolotach			
	629.13.012.5 $\cong$ 629.12.011.5			
.53	Pomieszczenia dla pasażerów			
.552.1	Kabiny pilotów. Gondole			
.59	Specjalne pomieszczenia. Kabiny ciśnieniowe samolotów wysokościowych			
629.13.013	Zaczepty i urządzenia do sprzęgania i holowania (szybowców i celów latających)			
	629.13.013 $\cong$ 629.1.013			
629.13.014	Powierzchnie nośne. Usterzenia			
629.13.014.1	Ogólne dane o powierzchniach nośnych			
.3	Płaty nośne. Skrzydła			
	p. 533.692/693 Badanie aerodynamiczne skrzydeł			
.31	Kształty skrzydeł. Układ skrzydeł. Rodzaje konstrukcji. Ogólne dane o zmniejszeniu i powiększeniu oporu powietrza			
.311	Kształty skrzydeł			
.313	Urządzenia do regulowania opływu powietrza na skrzydłach, np. szczeliny, otwory itp.			
.314	Układ skrzydeł			
.314.5	Układ w kierunku lotu, np. przodowanie górnego skrzydła przy dwupłatach			
.315	Konstrukcje skrzydeł			
	p. 629.13.014.37 Zmienne i nastawne skrzydła			
.315.2	Dźwigary skrzydeł. Liczba dźwigarów			
.318	Wymiary płatów nośnych — skrzydeł			
.318.2	Obrys			
.3	Przekroje — profil			
629.13.014.318.4	Wydłużenie			
.5	Wypukłość profilu			
.6	Rozpiętość			
.7	Odstęp skrzydeł przy dwupłatach			
.32	Płat główny. Lewe skrzydło. Prawe skrzydło. Część środkowa skrzydła. Komory skrzydeł			
.33	Połączenie skrzydeł z kadłubem. Wiązanie — olinkowanie skrzydeł			
.331	Rodzaje wiązań — olinkowania skrzydeł			
.332	Poszczególne części wiązań — olinkowania			
.332	Główne części płatów nośnych — skrzydeł			
.34/.36	Dźwigary nośne. Dźwigary rurowe. Dźwigary skrzynekowe			
.34	Zebra. Wręgi			
.35	Poszczególne części nadające kształt.			
.36	Dźwigary — kształtki			
.37	Skrzydła zmienne i nastawne			
.372	Skrzydła o zmiennym nastawieniu			
.374	Skrzydła o zmiennej wielkości			
.375	Skrzydła o zmiennym profilu. Skrzydła o zmiennej wypukłości profilu			
.376	Skrzydła zwichrzone			
.378	Skrzydła przystosowane do montażu i transportu			
.378.2	Skrzydła odedjmowane			
.3	Skrzydła składane i składalne jak kłapy			
629.13.014.38	Okucia, złącza, uchwyty			
	p. 62—514.1 Uchwyty, 683.3 Wyroby ślusarskie			
.39	Pokrycia			
.4	Usterzenia. Stateczniki stałe, poziome i pionowe			
.41	Stateczniki do wyważania			
.42	Stateczniki poziome — wysokości			
.44	Stateczniki pionowe — kierunku			
.48	Stateczniki przy samolotach układu kaczka oraz bezogonowcach (latających skrzydłach)			
.5	Urządzenia sterowe i nastawcze. Sterowanie samoczynne			
.55	Sterowanie wysokościowe			
.555	Sterowanie wysokościowe samoczynne			
.56	Sterowanie kierunkowe. Drażek sterowy. Kolumna sterowa. Oreczyk — pedał sterowy			
.565	Sterowanie kierunkowe samoczynne			
.58	Sterowanie lotką			
.585	Sterowanie lotką samoczynne			
.59	Samoczynne sterowanie. Pilot automatyczny			
.6	Części sterowania lotki, steru wysokości, steru kierunku, kłapki do wyważania			
.62	p. 533.694.5 Badania aerodynamiczne sterów			
.65	Powierzchnie sterów. Szkielety. Okucia			
.66	Ster wysokości			
.67	Ster kierunkowy			
.671	Inne stery			
.672	Stery za płatami nośnymi			
.672	Stery przed płatami nośnymi			
629.13.014.673	Stery na płatach nośnych			
.676	Lotki. Kłapy aerodynamiczne			
	p. 629.13.014.376 Płaty nośne zwichrzone			
.69	Urządzenia specjalne. Serwomechanizmy			
.7	Dynamiczne urządzenia nośne. Dynamiczne urządzenia do zmniejszenia oporu powietrza.			
.71	Wirniki			
.72	Wirniki w ogóle			
.74	Wirniki o zmiennej liczbie obrotów. Wirniki o zmiennym kształcie			
.78	Wirniki o nastawnej osi			
.79	Wykorzystywanie zjawiska Magnusa			
.8	Inne dynamiczne urządzenia nośne			
.81	Części łączące, złącza i okucia			
.812	Druły, rolki, dźwignie, drażki			
.813	Druły			
.814	Linki druciane, kable			
.815	Rolki			
.816	Dźwignie			
.817	Drażki			
.82	Zawlecзки			
.85	Złącza i okucia płatów nośnych — skrzydeł			
.86	Złącza i okucia steru wysokości			
.88	Złącza i okucia steru kierunku			
.89	Złącza i okucia lotek			
.9	Złącza i okucia podwozia			
.9	Urządzenia do szkolenia pilotów — na pokładzie statków powietrznych			
629.13.015	Podwozia. Urządzenia do startu i lądowania			
629.13.015.1	Podwozia kołowe. Koła. Worki zderzakowe			
.11	Podwozia w ogólności			
.12	629.13.015.11 $\cong$ 629.11.011			
	Koła. Osie			
	629.13.015.12 $\cong$ 629.11.012			

.14	Specjalne rodzaje podwozia. Amortyzatory. Płozy ogonowe	.422 629.135.423	Wiatrakowce (autożyra) Śmigłowce (helikoptery)
.142	Amortyzatory	.45	Wirowce, wiroloty
.145	Podwozia odrzucane	.456	Wirowce ze skrzydłami lub spadochronami
.146	Podwozia wciągane	.458	Śmigłowce na uwięzi
.15	Wzmocnienie do przejmowania uderzeń przy lądowaniu. Urządzenia do podpierania. Środki przeciw kapotażowi	629.135.5	Samoloty wodno — wodnopłaty. Wodnopłaty pływakowe. Łodzie latające
.16	Narty na miejsce kół lub pływaków	.51	Samoloty wodne z pływakami
.18	Worki zderzakowe	.52	Łodzie latające
.2	Płozy	.6	Aerodyny z poruszającymi się skrzydłami, łopotopłaty
.21	Płozy właściwe	.62	Skrzydłowce (ornitoptery), statki powietrzne o skrzydłach ruchomych, bijących — łopotopłaty
.22	Trzewiki płóz		Aerodyny ze zmiennym ustawieniem skrzydeł
.23	Podpory płóz. Okucia		Aerodyny ze zmienną wielkością skrzydeł
.24	Narty płóz. Okucia	.622	Aerodyny ze zmiennym profilem skrzydeł
.25	Linki kotwiczące oraz linki do holowania	.624	Aerodyny z kołami łopatkowymi, taśmami łopatkowymi, kołami skrzydłowymi. Aerodyny kołowe
.26	Amortyzatory	.625	Aerodyny z obracającymi się skrzydłami napędowymi oprócz śmigieł. Cyklożyro
.27	Dzwignie	.64	Samolot z napędem nożnym. Rowery latające
.28	Kółka ogonowe		Inne aerodyny
.3	Pływaki. Hydroplaty		629.136 Aerodyny bez skrzydeł
.31	Kształty pływaków. Układ pływaków. Rodzaje konstrukcji pływaków	.65	629.136.1 Spadochrony
.311	Kształty pływaków	.8	Spadochrony otwierane ciśnieniem powietrza
629.13.015.314	Układ pływaków	.9	Spadochrony otwierane specjalnym sposobem
.315	Rodzaje konstrukcji pływaków	629.136	Aerodyny wyrzucane z katapulty
.32	Umocowanie pływaków	629.136.1	Aerodyny bezskrzydłowe, z napędem odrzutowym (turboloty). Samoloty raketowe p. również 623.419
.33	Drabinki do wsiadania	.12	Latające pcjazdy. Samoloty wodno-ładowe — amfobie
.34	Kadłub samolotu jako pływak p. 629.135.52 Łodzie latające	.13	p. również 629.1.078.—629.135.5
.35	Połączenia pływaków (łodzi latających) z kołami p. 629.137.3 Samoloty wodno-ładowe (amfobie)	.2	Samoloty, które służą jednocześnie jako pojazdy lądowe. Samochody latające. Latające pojazdy
.4	Urządzenia zabezpieczające kadłuby i krawędzie skrzydeł przy lądowaniu	.3	Samoloty, które służą jednocześnie jako pojazdy lądowe i statki wodne. Samoloty lądowo-wodne, amfobie
.6	Balast. Kotwice	629.137	Aerodyny w zależności od przeznaczenia. Aerodyny doświadczalne i prototypy
.61	Przejęcie balastu		Aerodyny holujące, holowane i podwieszono
.62	Pojemniki balastu. Worki balastu		Ogólne dane
.622	Balast	629.137.1	Samoloty holujące
.623	Uzyskiwanie balastu		Samoloty holowane. Aerodyny-doczepy
.63	Urządzenia do zrzucania balastu		Ogólne dane o aerodynach holowanych i holujących
.632	Proste urządzenia do zrzucania przedmiotów		Samoloty holujące — unoszące
.635	Przyrządy celownicze	.2	Samoloty unoszone
.64	Kotwice	.3	Zapory za pomocą statków powietrznych nie napełnianych gazem
629.13.018	Sprzęt obserwacyjny, sygnalizacyjny. Światła pozycyjne, znaki rozpoznawcze — rejestracyjne 629.13.018 ≅ 629.1.018	629.138	Samoloty o różnym celu zastosowania 629.138.4/9 ≅ 629.1.—44/—49 np.
629.13.02/09	Napęd. Urządzenia specjalne. Przyrządy pomiarowe, pokładowe. Wyposażenie 629.13.02/09 ≅ 629.1.02/09	629.138.1	Samoloty transportowe
629.13.03/07	Napęd	.11	Samoloty pocztowe
.035	Rozbudowa jak 629.1.03/07, w tym: Napęd odrzutowy (rakiety, silniki odrzutowe)	.12	Samoloty komunikacyjno-pasażerskie
.038	Śmigła, napęd śmigłowy	.13	Samoloty osobowe w ogólności: usługowe, sportowe, szkolne i treningowe
629.13.074	Sprawność, zdatność techniczna do lotu	.16	Samoloty szkolne
.077.2	Urządzenia do lotów na dużych wysokościach. Balony, samoloty wysokościowe	.17	Inne samoloty
629.131	Historia. Pierwsze próby lotów. Pierwsze próby balonów na rozgrzane powietrze	.18	Samoloty zdalnie kierowane p. 623.746.4—519 Samoloty bojowe bez załogi
629.132	Aerostaty z podziałem według ich budowy	.2	Urządzenia ziemne lub pokładowe do startowania i lądowania statków powietrznych. Wyposażenie lotnisk por. również 623.822.7
629.132.1	Balony	629.138.4/9	Hale i hangary por. również 725.39
.12	Balony wolne		Hale dla balonów i sterowców
.14	Balony na uwięzi	629.138.4	Hangary dla samolotów
.2	Sterowce	.453	Urządzenia ruchome (obsługowe). Wózki transportowe. Wózki ogonowe. Wózki pomocnicze. Pomocnicze podwozia pływające.
.21	Sterowce ciśnieniowe	.5	Urządzenia do ratowania i spuszczenia na wodę statków powietrznych
.22	Sterowce półszkieletowe	.6	Urządzenia dla balonów i sterowców
.23	Sterowce szkieletowe	629.138.68	Urządzenia dla samolotów
.24	Sterowce z dynamicznymi urządzeniami nośnymi. Sterowce z płaciami nośnymi. Sterowce z wirnikami nośnymi	.9	Urządzenia zasilające w paliwo, olej, tlen itp. Instalacje do wytwarzania i napełniania gazów
629.134	Aerostaty z podziałem według ich zastosowania	.98	Instalacje stałe
629.134.1	Hodowlane zespoły powietrzne. Balony i sterowce holujące, holowane, unoszące i unoszone 629.134.1 ≅ 629.138.1	629.139	Instalacje ruchome
.2	Zapory powietrzne za pomocą aerostatów	629.139.2	Urządzenia do opróżniania i napełniania sterowców, nie będące ich częścią składową
629.134.4/9	Balony i sterowce stosowane do różnych celów 629.134.4/9 ≅ 629.1.—44/—49	.22	Urządzenia startowe: katapulty
629.135	Aerodyny z podziałem według ich konstrukcji p. 533.65/66 Teoria statków powietrznych	.25	Urządzenia do startowania na lądzie
629.135.1	Aerodyny bez napędu. Latawce. Szybowce	629.139.4	Szyny rozbiegowe
.12	Latawce		Katapulty
.15	Szybowce. Szybowce szkolne		Liny gumowe
629.135.2/9	Tutaj klasyfikuje się także motoszybowce	.42	Urządzenia do startowania na okrętach
.2	Aerodyny z napędem	.45	Katapulty
	Samoloty według ilości płatów nośnych. Samoloty lądowe w ogóle. Stałopłaty. Podział ten należy stosować jedynie wtedy, gdy samoloty mają być zgrupowane według liczby płatów nośnych. Poszczególne samoloty należy klasyfikować według 629.135.3/9	629.139.5	Urządzenia na statkach powietrznych
629.135.2.014.48	Latające skrzydło (bezogonowce) i kaczki	.52	Urządzenia do lądowania (w ogóle), kotwiczenia i wyhamowywania
629.135.21/23	Jedno-, dwu- i trójpłaty	.53	Na lądzie (w ogóle). Maszty kotwiczne
.21	Jednopłaty	.58	Na okrętach (w ogóle)
	Tutaj klasyfikuje się również samoloty tandemowe (z dwoma skrzydłami umieszczonymi jedno za drugim)	.6	Na samolotach (w ogóle)
.211	Dolnopłaty (aerodyny z płaciami u dołu kadłuba)	.611	Liny kotwiczne
.212	Sredniopłaty (aerodyny z płaciami w środku kadłuba)	.611.1	Urządzenia pomocnicze do zakotwiczenia
.213	Górniopłaty — grzbietopłaty (aerodyny z płaciami u góry lub nad kadłubem)	.2	Lądowiska
.22	Dwupłaty. Półtorapłaty	629.139.611.3	Lotniska pływające
.23	Trójpłaty	.612	
.24	Latające skrzydła (bezogonowce)	.612.2	
.29	Wielopłaty	.613	
629.135.3	Stałopłaty	629.139.8	
.4	Wiropłaty	.811	
.42	Wiropłaty (w ogólności). Wiropłaty z płaciami wirującymi i wirnikami	.812	
		.813	
		.82	
		.83	
		.85	
		629.139.9	

Polski śmigłowiec, który brał udział w ekspozycji na Międzynarodowym Salonie Lotniczym w Paryżu, jest produkowany w kilku wersjach: pasażerskiej, transportowej, rolniczej i sanitarnej. Śmigłowiec ten, o konstrukcji metalowej, napędzany jest dwoma silnika-

śmigłowca umożliwia przewożenie ładunków o ciężarze ponad 800 kg wewnątrz kabiny lub też przewożenie ładunku zawieszzonego na zewnątrz kadłuba.

Dzięki wyposażeniu w nowoczesną aparaturę nawigacyjną śmigłowiec może latać przy małej widoczności i w nocy.

ryżu oraz do lotu długą i trudną trasą, wiodącą przez Kraków, Wiedeń, Salzburg, Zurych, Dijon do Paryża — ponad Alpami!

W skład załogi statku wchodził pracownik Zakładu im. Puławskiego: kpt. pil. mgr R. Kosiół, nawigator inż. W.



mi turbinowymi o mocy 400 KM każdy. Przebudowa z jednej wersji na drugą jest bardzo prosta i może być dokonywana w warunkach polowych. Wersja pasażerska pozwala przewozić ośm. u pasażerów w klimatyzowanej kabine. Wersja rolnicza pozwala wykorzystać śmigłowiec do opylania roślin prozkami lub płynnymi chemikaliami. Wersję sanitarną przystosowano do transportu 4 chorych w pozycji leżącej oraz 1 osoby obsługi sanitarnej. Wersja transportowa

Na pokładzie zainstalowano dwie radiostacje korespondencyjne wielokanałowe.

Śmigłowiec dopuszczony jest do użytkowania w komunikacji pasażerskiej, przy czym zgodnie z międzynarodowymi przepisami może kontynuować lot na jednym silniku.

Śmigłowiec wyposażony jest w elektryczną instalację przeciwoślepieniową oraz instalację świetlną, sygnalizacyjną, nawigacyjną.

Śmigłowiec bardzo starannie przygotowano do ekspozycji na wystawie w Pa-

Mercik oraz mechanicy śmigłowcowi: W. Kurtz i E. Milcarz. W czasie trwania wystawy w Paryżu śmigłowiec brał udział w specjalnych lotach pokazowych w ramach imprez organizowanych przez Flying Display Commission.

Ekspozycja paryska była zorganizowana pod firmą „Polskich Zakładów Lotniczych”, które znane są we Francji od 36 lat z kontaktów handlowych i sportowych.

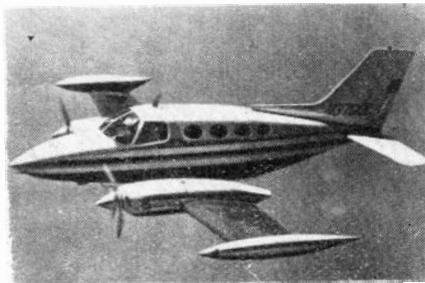
# Nowości Techniczne

## NOWA WERSJA SAMOLOTU SŁUŻBOWEGO CESSNA

Wydawać by się mogło, że w epoce dużych odrzutowych samolotów pasażerskich samoloty służbowe i sportowe z napędem tłokowym nie będą mieć możliwości rozwoju. Jednak analiza statystyk produkowanych samolotów zaprzecza takim przypuszczeniom. W Stanach Zjednoczonych produkcja tego rodzaju samolotów wykazuje w ostatnich latach tendencję zwykłą. Własny samolot stał się idealnym środkiem komunikacji nowoczesnych przedsiębiorstw. Samoloty służbowe i sportowe coraz częściej osiągają wysokości, na których dotychczas latały wyłącznie samoloty pasażerskie i wojskowe, a na ich rozwój zaczynały wywierać wpływ doświadczenia zdobyte przy eksploatacji dużych samolotów pasażerskich.

Typowym samolotem służbowym średniej wielkości jest Cessna 411A, najnowsza odmiana produkowanego od lutego 1965 r. 6—8-osobowego samolotu, w którym wprowadzono do-

tychczas 200 różnego rodzaju modyfikacji. W przypadku samolotu 411A główną uwagę zwrócono na wygodę pilotów i pasażerów oraz na zapewnienie odpowiednio dużych pomieszczeń bagażowych. W tym celu zmodyfikowano nosową część kadłuba,



która obecnie może pomieścić 158 kg bagażu. Znajdujące się poprzednio w tym miejscu instalacje tlenowe i elektroniczne zostały przesunięte do przodu części nosowej. Pomieszczenia bagażowe znajdują się również w tylnych częściach gondol silnikowych, a pomieszczenie główne — na

bagaż o ciężarze do 263 kg — w kabine pasażerskiej, za fotelami. Gondole silnikowe służą również jako pomieszczenie dodatkowych, „miękkich” zbiorników paliwowych, które zwiększają zasięg samolotu o 700 km.

Samolot jest wyposażony w dwa silniki wysokościowe Continental GTSIO-520 o mocy 340 KM, z turboładowaniem i układem wtryskowym. Silniki te utrzymują stałą moc do wysokości lotu prawie 5000 m.

Na samolocie Cessna 411A zastosowano nowy system oświetlenia wskaźników na tablicy pokładowej. System ten — wypróbowany na amerykańskich samolotach bojowych i na samolotach pasażerskich — polega na pochłanianiu, przez odpowiednio zafarbowane szyby wskaźników, promieniowania czerwonego wysyłanego przez umieszczone za tablicą pokładową gruszki żarowe, dzięki czemu skala świeci niebiesko-białym światłem. Badania wykazały, że podczas długich lotów światło takie jest najmniej nużące dla oczu.



Dla zwiększenia bezpieczeństwa lotu samolot może być wyposażony w radar meteorologiczny typu AVQ45 lub AVQ55 o ciężarze 13,5 kG. Poza tym może być zaopatrzony w pełną instalację IFR, obejmującą pneumatyczne urządzenie przeciwooblodzeniowe na krawędzi natarcia skrzydła, elektrycznie ogrzewane szyby przednich okien, ogrzewaną rurkę pilota oraz elektryczne urządzenie przeciwooblodzeniowe śmigła. Cena samolotu 411A wynosi 113 950 dolarów.

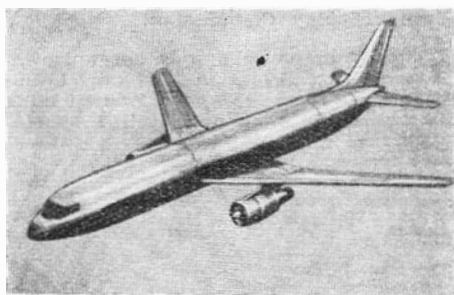
#### Dane samolotu

Rozpiętość 12,15 m  
Długość 10,20 m

Wysokość 3,47 m  
Powierzchnia skrzydła 18,6 m<sup>2</sup>  
Ciężar własny 1753 kG  
Zapas paliwa 740 l  
Ciężar całkowity 2654—2948 kG  
Obciążenie powierzchni nośnej 142,2—158,5 kG/m<sup>2</sup>  
Prędkość maksymalna 438 km/h  
Prędkość przelotowa 402 km/h  
Prędkość wznoszenia 692 m/min  
Pułap praktyczny 8595 m  
Największy zasięg 2615 km  
Rozbieg 369 m  
Długość startu na 15 m bramkę 471 m  
Długość lądowania z wys. 15 m 475 m  
Dobieg 300 m.  
W.K.

### AMERYKAŃSKIE PROJEKTY „AUTOBUSÓW POWIETRZNYCH” NA KRÓTKIE I ŚREDNIE TRASY

Równoległe z zapotrzebowaniem na „autobusy powietrzne” na długie trasy można w ostatnich latach obserwować zainteresowanie linii lotniczych dużymi samolotami na 250—300 pasażerów, które obsługiwałyby z maksymalną ekonomią krótkie i średnie trasy. Zainteresowanie to wynika z przewidywanego znacznego wzrostu w latach siedemdziesiątych ruchu pasażerskiego. W Stanach



1

Zjednoczonych projekty tego rodzaju samolotów opracowują firmy Lockheed i Douglas, jakkolwiek wymagania linii lotniczych nie są jeszcze ostatecznie skryształizowane. Np. wymagania odnośnie zasięgu wahają się od 3400 do 4500 km (ten ostatni odpowiada odległości między Nowym Jorkiem a San Francisco). Podobnie wśród projektantów nie ma zgodności co do ilości silników przyszłego samolotu — rozpatruje się rozwiązania z dwoma, trzema i czterema silnikami, wydaje się jednak, że pierwszeństwo uzyska samolot z dwoma silnikami.

Projektowany przez firmę Lockheed „autobus” (rys. 1) nosi oznaczenie CL-1011 i jest wyposażony w dwa silniki o ciągu 18 600 kG (chodzi prawdopodobnie o silniki General Electric TF39 o stosunku wydatków 8:1, przeznaczone do napędu samolotu Lockheed C-5A). Przy ciężarze całkowitym 125 200 kG samolot będzie mógł przewozić 218 pasażerów na trasie Nowy Jork — San Francisco lub 250 pasażerów i 2270 kG ładunku na trasie o długości 3400 km. Fotele kabiny pasażerskiej są umieszczone w 8 rzędach z dwoma przejściami. Podziałka foteli wynosi 91,4 cm. Przy podziałce 81,3 cm liczba foteli może być zwiększona do

318. Kabina ma 4 wejścia główne i 4 awaryjne wyjścia. Wymiary samolotu: długość 51,76 m, rozpiętość 42,82 m, powierzchnia skrzydła 271,74 m<sup>2</sup>. W przypadku zastosowania silników o większym ciągu możliwe jest wydłużenie kadłuba.

Projekt samolotu Douglas D-966 (rys. 2) jest jednym z wielu studiowanych przez firmę. Napędzany dwoma silnikami dwuprzepływowymi „autobus” D-966 może przewozić 260 pasażerów. Jego zasięg wynosi ok. 3700 km. Kabina w wersji ekonomicznej mieści 309 pasażerów (fotele w 10 rzędach). Z tą liczbą pasażerów i ładunkiem 2270 kG zasięg samolotu zmniejsza się do 3000 km. W wersji towarowej samolot może zabierać 20 pojemników o wymiarach 2,44 × 2,44 × 3,05 m i łącznej objętości 377 m<sup>3</sup>. Charakterystyczną cechą samolotu D-966 jest wysoko umieszczona kabina pilotów



2

i zastosowanie klapy ładunkowej w nosowej części kadłuba. Jego ciężar całkowity wynosi 136 100 kG, ciężar przy lądowaniu — 125 000 kG, prędkość przelotowa —  $Ma = 0,85$ . Wymiary: długość 49,68, rozpiętość 48 m. Jako napęd bierze się pod uwagę silniki Pratt and Whitney JT9D o ciągu 20 000 kG, General Electric TF39 o ciągu 19 000 kG i trójwałowy silnik Rolls-Royce RB.207 (poprzednie oznaczenie RB.178) o ciągu 23 000 kG.

W przypadku podjęcia decyzji budowy opisanych samolotów zostałyby one wprowadzone do eksploatacji na początku lat siedemdziesiątych.

W.K.

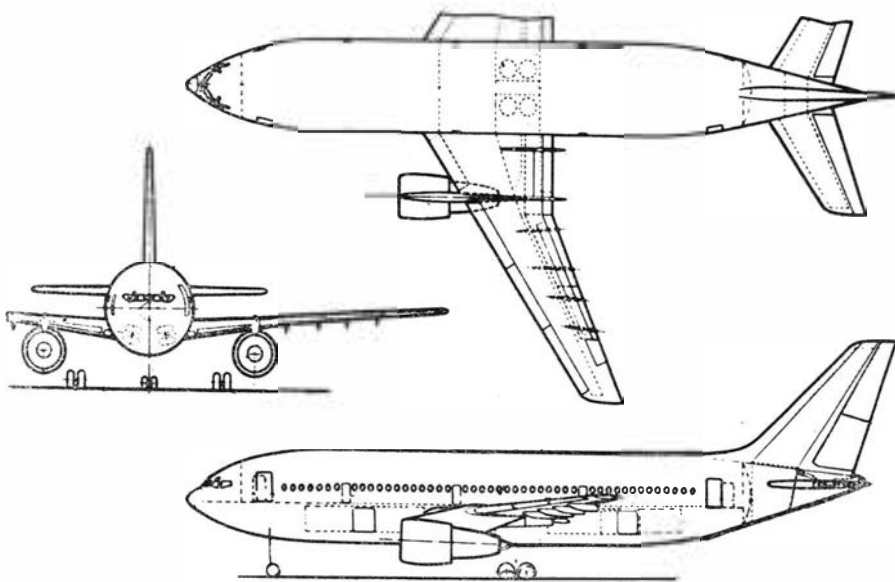
### WSPÓLNY EUROPEJSKI PROJEKT „AUTOBUSU POWIETRZNEGO”

„Autobus powietrzny” na krótkie i średnie trasy jest dla europejskiego przemysłu lotniczego jednym z najbardziej palących problemów, ponieważ stwarza możliwość nawiązania współzawodnictwa w dziedzinie samolotów pasażerskich ze Stanami Zjednoczonymi. Pierwsze projekty „autobusów” powstały w Anglii, Francji i NRF w roku 1965, o czym pisano w „Nowościach”. W Anglii zagadnieniem tym zajmuje się firma Hawker Siddeley, we Francji — firmy Breguet, Nord-Aviation i Sud-Aviation, w NRF — Bölkow/Siat, Dornier, Hamburger Flugzeugbau, Messerschmitt i Vereinigte Flug-



technische Werke. Firmy te nawiązały ze sobą ścisłą współpracę, wynikiem której jest wspólny „autobus powietrzny”, będący w pewnym sensie kompromisem między projektami strony anglo-francuskiej i niemieckiej. Samolot wg projektu anglo-francuskiego HBN-100 miał być wyposażony w dwa silniki i miał przewozić 220 pasażerów, samolot niemiecki miał być 4-silnikowy i miał zabierać 250—300 pasażerów. Wspólny projekt przewiduje 267—320 pasażerów (fotele odpowiednio w 9 i 10 rzędach z dwoma przejściami) i napęd dwoma silnikami, jakkolwiek rozważa się również możliwość zastosowania czterech silników. Układ dwusilnikowy jest faworyzowany głównie ze względów ekonomicznych (koszty eksploatacji nowego samolotu mają być o 30% niższe od kosztów współczesnych samolotów odrzutowych na krótkie i średnie trasy). Wskazuje się przy tym na fakt, że silniki odrzutowe samolotów pasażerskich nie były dotychczas przyczyną poważniejszych wypadków.

Europejski projekt „autobusu powietrznego” ma wiele cech wspólnych z amerykańskimi projektami dużych samolotów na krótkie i średnie trasy, różni się jednak od nich mniejszym zasięgiem. Konstrukcja samolotu ma być całkowicie konwencjonalna, również wyposażenie opiera się na wypróbowanych systemach. Ze względów bezpieczeństwa zamierza się zastosować daleko posuniętą automatyzację. Po obu stronach kadłuba będzie znajdować się 5 wyjść awaryjnych, które w razie wypadku umożliwią szybkie opróżnienie samolotu.



Jeżeli chodzi o wybór silników, to rozważa się silnik JT9D (ciąg docelowy 20 030 kG) i silnik RB.207-03 (ciąg docelowy 23 500 kG). Silnik JT9D ma tę przewagę, że w latach 1972/73 będzie silnikiem już w pełni wypróbowanym; jest poza tym tańszy (ocenia się, że rozwój samolotu z silnikami JT9D kosztowałby ok. 290 milionów dol., natomiast z silnikami RB.207 — ok. 390 milionów dol.). Z drugiej strony należy brać pod uwagę, że w latach siedemdziesiątych i osiemdziesiątych silnik RB.207 będzie jednym z najbardziej nowoczesnych silników.

Prędkość przelotowa samolotu na wysokości 7500 m ma wynosić 930 km/h ( $Ma = 0,83$ ), zasięg z 320 pasażerami — 1740 km, a z 267 pasażerami — 2200 km. Przy ciężarze całkowitym 120 000 kG i z silnikami o ciągu 20 000 kG do startu będzie potrzebny pas startowy o długości 2250 m; długość lądowania z wysokości 15 m będzie wynosić 1500 m.

Nie wiadomo jeszcze jaka będzie ostateczna decyzja co do realizacji projektu. W przypadku rozpoczęcia budowy samolotu wprowadzenie go do eksploatacji byłoby możliwe w latach 1972/73. Poza firmami angielskimi, francuskimi i niemieckimi w produkcji samolotu brałyby udział również firmy Fokker i Fiat.

#### Pozostałe dane samolotu

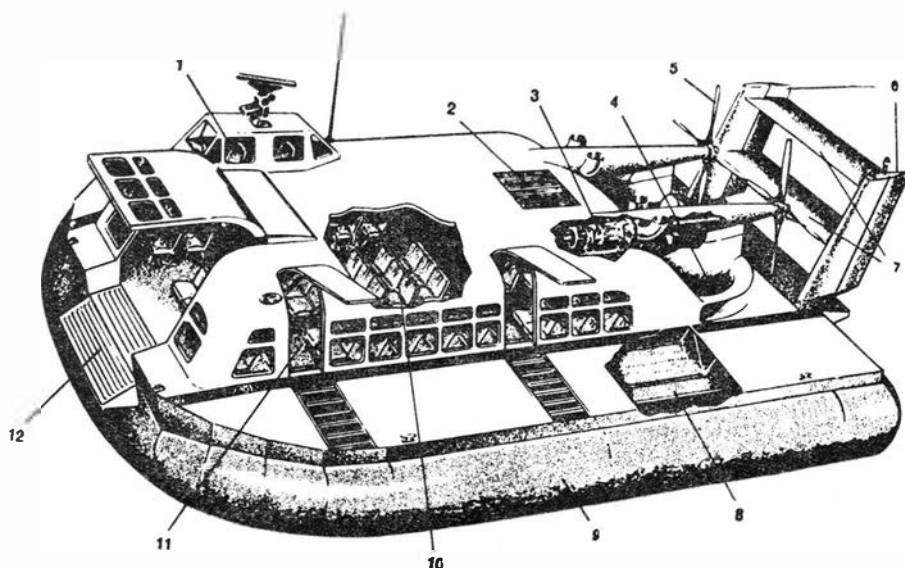
Długość	48,67 m
Rozpiętość	45,1 m
Wysokość	15,75 m
Powierzchnia skrzydła	260 m <sup>2</sup>
Wydlężenie skrzydła	7,8
Skos skrzydła	28°
Ciężar całkowity	120 000 kG
Ciężar własny	69 000 kG
Ciężar handlowy	27 000 kG
Ciężar paliwa z rezerwą	24 000 kG

W.K.

### AMERYKAŃSKI PODUSZKOWIEC BELL SK-9

Firma Bell Aerosystems Co. zajmuje się już od 7 lat pracami badawczymi i rozwojowymi w dziedzinie poduszkowców. Aby przyspie-

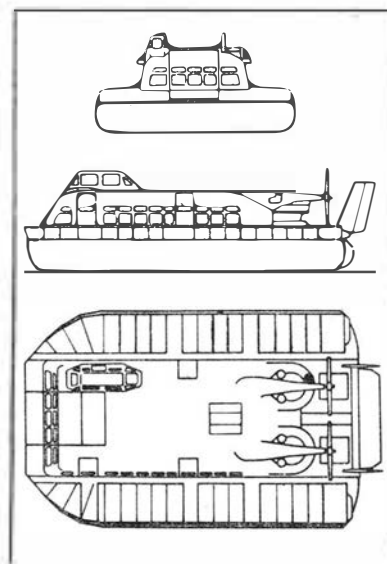
żyć te prace, firma zawarła umowę licencyjną z angielską firmą British Hovercraft Corp. i zakupiła poduszkowce SR.N5 i SR.N6, które w USA



otrzymały oznaczenia SK-5 i SK-6. Poduszkowce te zostały wyposażone w silniki General Electric i w amerykańskie urządzenia elektroniczne. W następnym roku przekazano do eksploatacji pierwszą serię poduszkowców SK-5 i SK-6 zbudowanych w Stanach Zjednoczonych.

Wykorzystując doświadczenia zebrane w czasie eksploatacji poduszkowców SK-5, używanych przez US Navy w Wietnamie, oraz poduszkowców cywilnych SK-6 firma Bell zbudowała poduszkowiec własnej konstrukcji SK-9. Poduszkowiec ten o ciężarze całkowitym 24 000 kG wypełnia lukę między poduszkowcem SR.N3 o ciężarze 37 000 kG a poduszkowcem SK-6 o ciężarze 12 000 kG. Przewiduje się również budowę wersji wojskowej.

Poduszkowiec posiada dwa silniki turbinowe (3) o mocy 1250 KM, będące odmianą silników lotniczych General Electric T58. Każdy z nich



napędza odśrodkowy wentylator (4) o średnicy 2,13 m i przestawialne czterołopatowe śmigło (5) o średnicy 2,73 m. Między silnikami znajduje się wlot powietrza (2). Kabina pasażerska (10) mieści 90 foteli w 9 rzędach z dwoma przejściami między fotelami. Z przodu pojazdu znajduje się główne wejście i rampa ładunkowa (12). Poza tym kabina ma dodatkowe wejścia boczne (11). Dwuosobowa załoga ma pomieszczenie w wieżyczce (1) z prawej strony poduszkowca. Niezależnie od siebie sterowane śmigła wspomagają stery kierunku (6) umieszczone w strumieniach zaśmigłowych. Wyważanie poduszkowca względem osi podłużnej i poprzecznej odbywa się za pomocą układu hydraulicznego, który unosi pierścieniowy fartuch (9) zamykający poduszkę powietrzną, jak również za pomocą podwójnego steru wysokości (7).

Poduszkowiec SK-9 poza 90 pasażerami może przewozić 2000 kG ładunku lub w wersji towarowej — 12 000 kG ładunku. Elastyczny fartuch o wysokości 1,52 m pozwala na pokonywanie dużych przeszkód.

Firma Bell spodziewa się, że poduszkowiec SK-9 umożliwi obniżenie — w porównaniu z poduszkowcem SK-6 — kosztów przejazdu na odcinkach 30 km o 40%. Dalsza obniżka kosztów o 20% nastąpi, gdy poduszkowiec będzie produkowany w większych seriach. Na niektórych trasach koszty bezpośrednio będą wynosić 0,25 centa na pasażero-kilometr. W niedalekiej przyszłości, dzięki udoskonaleniom technicznym obniży się je o połowę.

#### Wymiary

Długość	16,96 m
Szerokość	10,00 m
Wysokość	5,03 m
Powierzchnia kabiny	47,5 m <sup>2</sup>

#### Ciążary

Normalny ciężar całkowity	21 320 kG
Ciężar przy prze-	

ciężeniu	23 590 kG
Normalny ładunek	7 980 kG
Zwiększony ładunek	10 420 kG
Zapasy paliwa	2 570 l

#### Osiągi przy normalnym ciężarze

Prędkość maksymalna (przy spokojnym morzu)	110 km/h
Prędkość podróżna (przy falach 1,2—1,5 m)	72 km/h
Zasięg	340 km
Maks. nachylenie terenu	12%

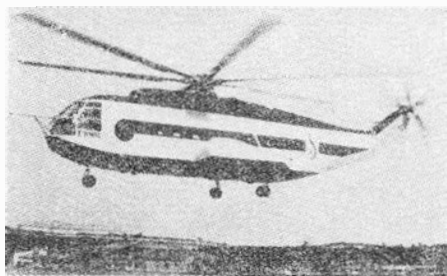
#### Wysokości pokonywanych przeszkód

Mury	1,10 m
Pagórki	1,59 m
Roślinność	1,80 m
Rowy (szerokość × głębokość)	5,50 × 2,40 m

W.K.

### CYWILNA WERSJA ŚMIGŁOWCA „SUPER FRELON”

Firma Sud-Aviation opracowała pasażerską wersję znanego wojskowego śmigłowca transportowego „Super Frelon”, która podobnie jak wersja wojskowa jest napędzana



trzech silnikami turbinowymi Turbomeca „Turmo” 3C o mocy 1500 KM. Nowy śmigłowiec nosi oznacze-

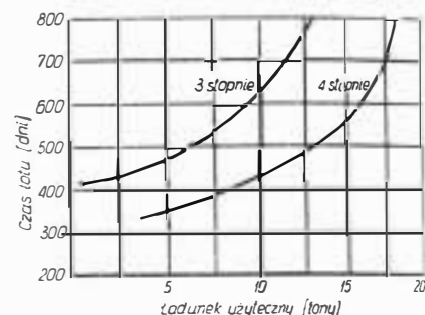
nie SA.321F. Przy ciężarze całkowitym 12 000 kG śmigłowiec może przewozić 34 pasażerów lub towary o ciężarze 3640 kG. Obok odmiany czysto pasażerskiej o 34 miejscach pasażerskich istnieje odmiana mieszana, pasażersko-towarowa, z 17 miejscami pasażerskimi i z pomieszczeniem towarowym; towary ładuje się przez klapę o szerokości 0,8 m, znajdującą się bezpośrednio za kabiną pilotów. Kadłub śmigłowca SA.321F ma w porównaniu z wersją wojskową cokolwiek zmieniony kształt i jest zaopatrzone w dwa szczałkowe „skrzydła”, służące jako pomieszczenia bagażowe. Śmigłowiec ma jedno wejście pasażerskie (3) i dwa wyjścia awaryjne (2) i (6). Kabina pasażerska jest wyposażona w jeden rząd foteli podwójnych (4) i jeden rząd foteli pojedynczych (5). Za kabiną pilotów znajduje się wyposażenie radiowe (1). Główne po-

w kompletne urządzenie do lotów we wszystkich warunkach atmosferycznych.

W.K.

### PRZYSZŁE ZASTOSOWANIA RAKIETY „SATURN” 5

Jak wiadomo, obecny rozwój rakiety „Saturn” 5 ma za zadanie umożliwienie lądowania ludzi na Księżycu. Jednak już teraz w opracowaniu są projekty zastosowania jej do badań również innych planet. Chodzi o to, aby ze względu na zaangażowanie w rozwój rakiety dużych środków finansowych stała się ona i jej modyfikacje na dłuższy okres czasu podstawowym narzędziem badań Kosmosu. Wiele przyszłych zadań opracowano już teoretycznie, uznając je za możliwe do realizacji. Np. stwierdzono, że rakieta „Saturn” 5 jest w stanie przetransportować w ciągu 750 dni ładunek o masie 10 000 kg na planetę Jupiter i z powrotem. Umożliwiłaby ona również manewr spotkaniowy sondy o takiej samej masie z kometą Enckego, przy czym lot trwałby



ok. 100 dni, oraz wystrzelenie sondy o masie 3000 kg w kierunku asteroidy Ceres. Aby skrócić czas trwania zadań, zamierza się zaopatrzyć rakiety w dodatkowy, czwarty stopień (patrz wykres). Mimo to, lot np. do planety Pluto sondy o masie 6000 kg trwałby 11 lat.

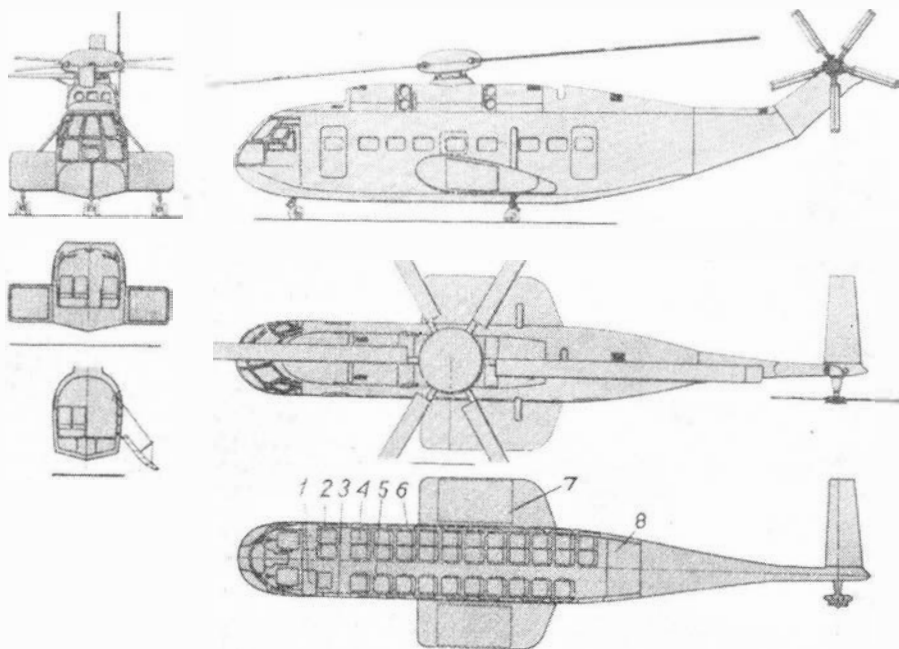
Obok zastosowań do bezpośrednich badań Kosmosu rakieta „Saturn” 5 może być użyta w systemach ratunkowych i w budowie stacji kosmicznych. Budowa stacji kosmicznych będzie koniecznością w przypadku załogowych lotów na planety Mars i Wenus; loty te będą trwać od 2 do 3 lat i wymagać pojazdów o masie 200—300 tys. kg.

We wszystkich tych zadaniach decydujące znaczenie mają wysokoenergetyczne stopnie rakiety „Saturn” 5. Doświadczenia zgromadzone w czasie ich rozwoju odegrają poważną rolę w rozwoju przyszłych, mniejszych lub większych, wysokoenergetycznych silników i będą stanowić podstawę nowych generacji dużych rakiet nośnych.

W.K.

### ANGIELSKA RAKIETA NOŚNA „BLACK ARROW”

Firma Westland Aircraft buduje na zlecenie angielskiego ministerstwa techniki trzy rakiety nośne

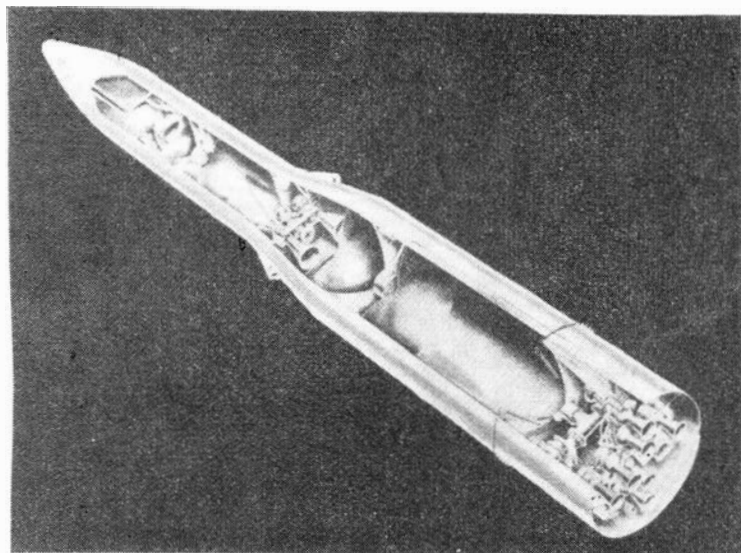


nie SA.321F. Przy ciężarze całkowitym 12 000 kG śmigłowiec może przewozić 34 pasażerów lub towary o ciężarze 3640 kG. Obok odmiany

mieszana (7) mają objętość 2,15 m<sup>3</sup>, dodatkowe pomieszczenie bagażowe (8) ma objętość 1,5 m<sup>3</sup>. Śmigłowiec jest wyposażony

„Black Arrow”, które będą stosowane w pierwszej fazie narodowego programu badań kosmicznych. Rakieta „Black Arrow” ma trzy stopnie, a jej pierwowzorem jest rakietka „Black Knight”. Prototyp rakiety został już zbudowany i służy obecnie do określenia charakterystyk rezo-

szy satelita badawczy zostanie wystrzelony w połowie 1970 r., przy czym jego polarna orbita będzie mieć wysokość 555 km. W każdym następnym roku będzie wprowadzany na orbitę za pomocą rakiety „Black Arrow” jeden satelita. Rozpatruje się również możliwości zastosowania



nansowych. Pierwsza rakietka przeznaczona do próby w locie znajduje się w budowie. Jej próby stoiskowe mają rozpocząć się w połowie 1968 r. w ośrodku doświadczalnym na wyspie Wight. Równocześnie z bazy w Woomera (Australia) zostanie wystrzelona na tor balistyczny rakietka „Black Arrow” składająca się z pierwszego i drugiego stopnia oraz z makiety trzeciego stopnia. W celu określenia osiągnięć trzeciego stopnia w marcu 1969 r. zostanie wprowadzony na orbitę okołozemską satelita, który poza tym nie będzie jednak wypełniał żadnych zadań naukowych. Następny satelita ma być umieszczony na orbicie w październiku tego samego roku. Pierw-

rakiety w europejskim programie ESRO.

Do napędu I stopnia rakiety użyto ośmiu silników Bristol Siddeley „Gamma” 304 o łącznym ciągu 22 680 kG n.p.m. (impuls jednostkowy 217 sek), II stopnia — dwóch silników „Gamma” 304 o łącznym ciągu 6930 kG na większych wysokościach lotu (impuls jednostkowy 265 sek). Jako paliwo do tych silników służy nafta, a jako utleniacz — woda utleniona. III stopień będzie napędzany silnikiem na paliwo stałe, rozwijanym obecnie przez firmę Bristol Aerojet i Rocket Propulsion Establishment. Długość rakiety wynosi 12,9 m, średnica — 1,98 m, objętość ładunku użytecznego 1,3 m<sup>3</sup>.

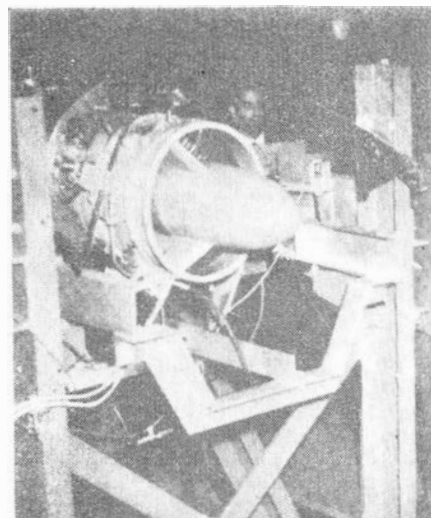
W.K.

#### INDYJSKI SILNIK ODRZUTOWY HJE-2500

30 grudnia 1966 r. przeprowadzono w Hindustan Aeronautics Ltd. w Bangalore próbę stoiskową pierwszego zbudowanego własnymi środkami indyjskiego silnika odrzutowego z osiową sprężarką HJE-2500. Silnikowy zespół projektowy firmy HAL został utworzony na początku 1958 r. w przekonaniu, że równoległe z produkcją silników z licencji muszą być rozwijane również własne konstrukcje. Obecnie zespół projektowy składa się z 52 pracowników i zajmuje się budową i rozwojem 4-cylindrowego silnika tłokowego, 6-cylindrowego silnika tłokowego o mocy 225 KM, wspomnianego silnika odrzutowego HJE-2500 o ciągu 1135 kG, przeznaczonego do samolotu treningowego HJT-16 „Kiran”, opracowaniem wstępnego projektu silnika dwuprzepływowego o ciągu 3630 kG bez dopalania i 4535 kG z dopalaniem, przeznaczonego do naddźwiękowego samolotu HF-24, oraz obsługą seryjnej produkcji 6-

-cylindrowego silnika tłokowego PE90 o mocy 250 KM, zastosowanego do napędu samolotu gospodarczego „Pushak”.

Silnik odrzutowy HJE-2500, znajdujący się obecnie w fazie prób stoiskowych, odznacza się prostą konstrukcją. Wlot silnika jest wykonany ze stopu aluminiowo-magnezowego i ma nienastawny wieniec łopatek wlotowych i obudowę łożyskową mocowaną trzema zastrzałami. Obudowa łożyska służy równocześnie do zamocowania rozrusznika. Dwuczęściowa obudowa sprężarki, wykonana z tego samego co wlot stopu, jest zaopatrzona w siedem wienców łopatek kierowniczych ze stopu aluminiowego. Wirnik sprężarki jest osadzony w dwóch łożyskach i składa się z siedmiu stalowych tarcz z łopatkami wykonanymi podobnie jak łopatki kierownicze ze stopu aluminiowego. Komora spalania ma pierścieniową osłonę i siedem rur żarowych z dwustopniowymi wtryski-



waczami odśrodkowymi firmy Lucas. Tarcza jednostopniowej turbiny jest odlana z odlewniczego stopu Nimonic. Układ regulacji silnika typu hydro-mechanicznego steruje rozruchem i przyspieszaniem silnika, natomiast pompa paliwowa jest wyposażona w regulator prędkości obrotowej i regulator wydatku paliwa. Układ olejenia ma odsysanie oleju tylko z przedniego łożyska.

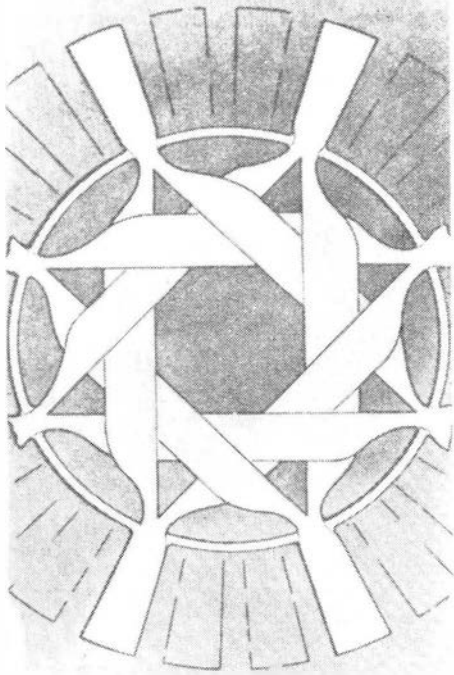
Dane silnika: ciąg startowy 1135 kG przy prędkości obrotowej 12 500 obr/min, nominalne jednostkowe zużycie paliwa 0,98 kG/kGh, wydatek powietrza 20,5 kG/sek, spręż 4,2:1, ciężar 265 kG, długość 2,16 m, średnica 0,66 m, powierzchnia czołowa 0,34 m<sup>2</sup>.

W.K.

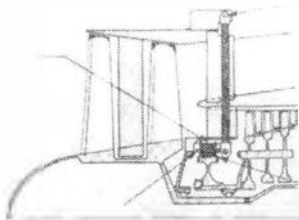
#### PROJEKTY NOWYCH ROZWIĄZAŃ KONSTRUKCYJNYCH W SILNI- KACH ODRZUTOWYCH

W związku z dążeniem, w szczególności w przypadku odrzutowych silników nośnych, do uzyskania możliwie najwyższych stosunków ciągu do ciężaru silnika powstają coraz nowe koncepcje rozwiązań konstrukcyjnych, mających zmniejszyć ciężar silników. Jak wiadomo, duże możliwości stwarzają pod tym względem konstrukcje wykonane z tworzyw sztucznych. Fakt stosowania w tych tworzywach „zbrojenia” (z włókna szklanego, węglowego, wolframowego lub z boru) pozwala na zwiększenie wytrzymałości konstrukcji w kierunkach działających obciążeń. Dzięki temu powstała koncepcja integralnego wirnika, pokazanego schematycznie na rys. 1. Zasada budowy takiego wirnika polega na tym, że włókna wzmacniające łopatek, wykonanych z tworzywa sztucznego, przechodzą przez tarczę wirnika, przy czym każde włókno jest poddane takiemu samemu obciążeniu rozciągającemu. W wyniku tego materiał jest wykorzystany w sposób optymalny, co zapewnia utrzymanie wyjątkowo lekkiej konstrukcji. Należy zaznaczyć, że odpowiednią kierunkowość wzmocnienia elementów konstrukcyjnych zastosowano już w silniku RB.162, w

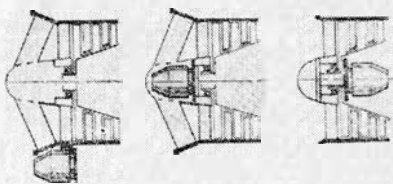




którym zbrojenia łopatek wirnika sprężarki nie przebiegają w jednokowym kierunku, lecz są tak uporządkowane, że pozwalają tylko na ściśle określone skręcanie łopatek, wpływając w ten sposób na drgania

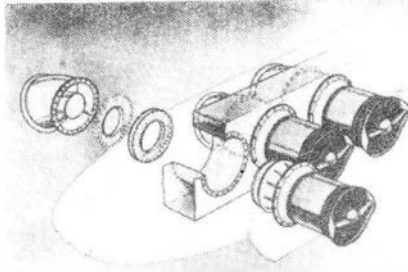


skrętno-giętne. Fakt ten, łącznie z dużym tłumieniem i dobrymi własnościami zmęczeniowymi tworzyw sztucznych, sprawił, że przez cały okres rozwojowy silnika RB. 162 nie zanotowano żadnego uszkodzenia łopatek sprężarkowych.



Drugim czynnikiem, który ma przyczynić się do zmniejszenia ciężaru silników, jest integracja z silnikiem jego urządzeń pomocniczych. Na rys. 2 pokazano prądnicę wykonaną jako integralną część silnika. W rozwiązaniu tym prądnica prądu zmiennego jest umieszczona w przedniej części sprężarki wysokiego ciś-

nienia, bez dodatkowych osłon zewnętrznych i bez stosowania skrzynki napędów. Pewne próby integracji urządzeń pomocniczych widać na silniku RB.162, którego pompa pa-



liwowa wraz z regulatorem została umieszczona w przednim kołpaku silnika. W następnych typach silni-

### TŁUMIK DO PRÓB SILNIKÓW SAMOLOTU „CONCORDE”

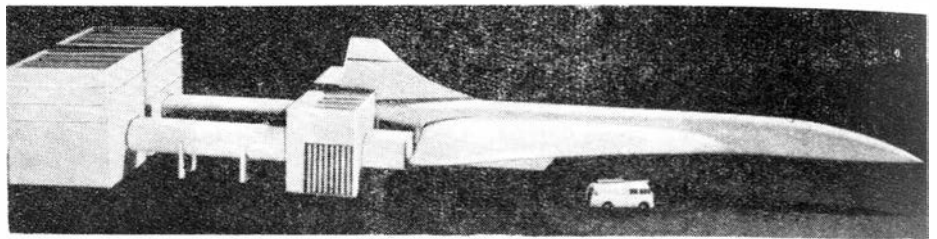
Firma British Aircraft Corp. zamówiła w Industrial Acoustic Co. Ltd. tłumik do przeprowadzania prób statycznych silników zabudo-

ków nośnych Rolls-Royce ma być ona zabudowana wewnątrz wirnika sprężarki (rys. 3).

Następnym etapem na drodze do zmniejszenia ciężaru silników będzie integracja silnika z płatowcem. Rys. 4 przedstawia gondolę silników nośnych, ukształtowaną na wzór skrzydła, w której silniki nośne — z obrotowymi dyszami wylotowymi — są zabudowane poziomo. Dźwigar nośny gondoli-skrzydła stanowi równocześnie zewnętrzną osłonę komory spalania i turbiny silnika. Powyższą koncepcję będzie się również stosować do silników napędowych. I tak np., w przypadku silników dwuprzepływowych, zabudowanych po dwa w gondolach podskrzydłowych, zewnętrzny kanał tych silników będzie integralną częścią gondoli silnikowej.

W.K.

terenów zamieszkałych). Całe urządzenie obejmuje dwa zespoły tłumiące o ciężarze 200 000 kg, długości 30 m i wysokości 10,5 m. Każdy



wanych na samolocie „Concorde” (próby mają odbywać się w zakładach w Filton, które leżą w pobliżu

z dwóch zespołów obsługuje dwa silniki samolotu „Concorde”.

W.K.

### SPAWANIE ŁUKOWE Z SAMOCZYNNYM STEROWANIEM

W wielu nowoczesnych produktach, zwłaszcza o dużej wartości, jak ciężkie rakiety, statki kosmiczne, samoloty itp. musi istnieć niemal pewność uzyskiwania spoin o najwyższej jakości, zgodnych z wykonanymi i zbadanymi próbkami spawania. Dla uzyskania tej zgodności należy w sposób powtarzalny odtwarzać warunki procesu. Dla niektórych czynników występujących w procesie, można z góry założyć funkcje zmienności w czasie i zaprogramować korektę dla osiągnięcia żądanych stanów. Inne czynniki o bardziej nieregularnej i przypadkowej zmienności muszą być bieżąco określane w czasie i stosownie do zarejestrowanych zmian wprowadzane korekty.

Dotychczas opracowano i zastosowano w praktyce dwa systemy sterowania procesem spawania w sposób automatyczny:

- sterowanie oparte na pomiarze i ocenie łuku,
- sterowanie oparte na pomiarze i ocenie przetopu.

W metodzie pierwszej, opartej na automatycznym utrzymywaniu stałego napięcia i obserwacji zmian odległości elektrody od przedmiotu, a co za tym idzie natężenia prądu, zmiany tej odległości, wywołane np.

zmianą szczeliny w elementach łączonych, podlegają rejestracji, ocenie i w efekcie skorygowaniu dla przywrócenia stanu zadanego. W tej metodzie nadajnik (czujnik) umieszczony jest obok palnika, po tej samej stronie przedmiotu spawanego. Metoda ta stosowana jest do blach grubych i elementów ciężkich, jak np. korpusy rakiet. Odmianą tej metody jest spawanie dwustronne, gdzie palniki znajdują się po obu stronach blach i przesuwać się równocześnie wykonują np. dwustronną spoinę doczołową. W tym przypadku następuje tylko zdwojenie czujników (każdy palnik sprzężony jest z jednym czujnikiem). W drugiej metodzie fotokomórka, umieszczona po drugiej stronie spawanej blachy w stosunku do palnika, rejestruje zmiany przetopu i wysyłając odpowiednie impulsy, powoduje zwrotną reakcję systemu sterowania, zmierzającą do skorygowania pojawiających się nieprawidłowości. Ta druga metoda stosowana jest do blach aluminiowych o grubości 1,2 mm do 19 mm. Obie metody z powodzeniem zastosowano już przy produkcji rakiet „Saturn” oraz statków kosmicznych i samolotów.

A.G.

Własności mechaniczne, technologiczne i przykłady zastosowania polskich i radzieckich brązów odlewniczych

Oznaczenie stopu	Sposób odlewania	Własności mechaniczne min.			Orientacyjne własności technologiczne	Przykłady zastosowania
		R <sub>m</sub> [kG/mm <sup>2</sup> ]	A <sub>5</sub> [%]	HB		
B10	LP	20,0	8,0	60	Odporny na duże obciążenia stałe, zmienne i uderzeniowe, korozję, ścieranie i temp. do 280 °C. Lejność dobra.	Silnie obciążone części maszyn, jak łożyska i napędy oraz osprzęt parowy, wodny i odporny na działanie niektórych kwasów.
	LK	22,0	5,0	70		
B101	LP	22,0	3,0	80	Odporny na korozję, ścieranie i duże obciążenie mechaniczne. Lejność i skrawalność bardzo dobra.	Wysokoobciążone, szybkoobrotowe, źle smarowane i narażone na korozję łożyska, części maszyn i armatura chemiczna.
	LK	25,0	5,0	90		
B103	LP	16,0	10,0	70	Odporny na korozję wody morskiej, ścieranie i naciski. Lejność i skrawalność bardzo dobra.	Wysokoobciążone i narażone na korozję części maszyn w przemyśle okrętowym i papierniczym.
	LK	20,0	2,0	80		
B663 B555	LP	15,0	6,0	60	Odporny na korozję, ścieranie i temp. do 225 °C. Lejność i skrawalność bardzo dobra.	Części maszyn, osprzęt armatury pojazdów, silników i traktorów, podlegające korozji wody, ścieraniu i ciśnieniu do 25 atm.
	LK	18,0	4,0	60		
	LE	20,0	12,0	75		
B4417	LP	15,0	5,0	60	Odporny na ścieranie. Lejność i skrawalność bardzo dobra.	Łożyska i części maszyn ulegające ścieraniu dla przemysłu obrabiarkowego i traktorowego.
	LK	—	—	—		
B1010	LP	16,0	3,0	70	Odporny na ścieranie. Lejność i skrawalność bardzo dobra.	Łożyska i części trące maszyn pracujących przy dużych naciskach i szybkościach.
	LK	18,0	6,0	100		
B525	LP	12,0	4,0	45	Odporny na ścieranie. Lejność i skrawalność bardzo dobra.	Łożyska, części maszyn narażone na ścieranie przy dużych szybkościach i małych naciskach.
	LK	14,0	6,0	55		
B030	LP	—	—	22	Odporny na ścieranie. Lejność i skrawalność bardzo dobra.	Do wylewania łożysk pracujących przy dużych szybkościach i małych naciskach.
	LK	6,0	4,0	25		
BA91	LP	40,0	10,0	100	Bardzo odporny na obciążenia statyczne, korozję, ścieranie i podwyższone temp. Lejność b. dobra.	Silnie obciążone części maszyn, silników oraz osprzętu i aparatury narażone na korozję i ścieranie przy równoczesnym obciążeniu mechanicznym. Przemysł komunikacyjny, okrętowy, lotniczy, chemiczny, górniczy itd.
	LK	50,0	10,0	110		
BA1032	LP	50,0	15,0	110	Bardzo odporny na obciążenia statyczne, korozję, ścieranie i podwyższone temp. Lejność dobra.	Przemysł komunikacyjny, okrętowy, lotniczy, chemiczny, górniczy itd.
	LK	50,0	20,0	120		
BA1044	LP	60,0	5,0	170	Bardzo odporny na obciążenia statyczne, korozję, ścieranie i podwyższone temp. Lejność dobra.	Przemysł komunikacyjny, okrętowy, lotniczy, chemiczny, górniczy itd.
	LK	65,0	8,0	180		
	LE	75,0	5,0	200		
BK42	LP	20,0	10,0	100	Odporny na korozję wody morskiej, ścieranie i temperaturę do 300 °C. Lejność dobra.	Części maszyn (łożyska) pracujące przy dużych obciążeniach zmiennych i małych szybkościach, ścieraniu korozji i podwyższonej temperaturze.
	LK	—	—	—		
BK331	LP	20,0	8,0	90	Odporny na korozję, obciążenia zmienne, uderzeniowe i ścieranie. Lejność dobra.	Części maszyn i osprzętu (łożyska, napędy, pompy) narażone na korozję, zmienne obciążenia i źle smarowanie.
	LK	—	—	—		
Bp. ОЦСН 3—7—5—1	LP	18,0	8,0	60		
	LK	21,0	5,0	60		
Bp. ОЦС 3—12—5	LP	18,0	8,0	60		
	LK	21,0	5,0	60		
Bp. ОЦС 3,5—6—5	LP	15,0	6,0	60		
	LK	18,0	4,0	60		
Bp. АМц 9—2	LK	40,0	20,0	100		
Bp. АЖН 11—6—6	LP	60,0	2,0	250		
	LK	60,0	2,0	250		
Bp. АЖС 7—1,5—1,5	LP	30,0	18,0	—		

LP — lany w piasku, LK — lany w kokili,  
LE — lany odśrodkowo.

Własności mechaniczne odnoszą się do osobno odlanych próbek.

Skład chemiczny amerykańskich brązów odlewniczych

Rodzaj brązu	Numer stopu	Skład chemiczny w %								
		Cu	Sn	Pb	Zn	Fe	Al	Ni	Mn max.	Inne
Ołowiowo-cynowy	2A	86,0—89,0	5,75—6,50	1,25—1,75	3,5—5,0	max. 0,20	—	max. 0,75	—	max. 0,03 P
	2B	85,0—89,0	7,75—8,50	0,4—0,9	3,0—5,0	max. 0,20	—	max. 0,75	—	max. 0,03 P
	2C	86,0—88,5	9,25—10,5	0,8—1,25	1,25—2,5	max. 0,15	—	max. 0,75	—	max. 0,03 P
Wysoko- ołowiowo- cynowy	3A	78,0—81,0	9,25—10,5	9,0—10,75	max. 0,75	max. 0,10	—	max. 0,75	—	max. 0,03 P
	3B	82,0—84,0	6,5—7,5	6,5—7,75	2,5—4,0	max. 0,15	—	max. 0,50	—	max. 0,03 P
	3D	76,0—79,0	6,5—7,5	14,0—16,0	max. 0,75	max. 0,10	—	max. 0,75	—	max. 0,03 P
	3E	69,0—73,0	4,5—5,5	20,0—24,5	max. 0,50	max. 0,10	—	max. 0,75	—	max. 0,03 P
Aluminiowy	9A	86,0—88,0	max. 0,10	max. 0,05	max. 0,10	3,0—4,0	8,5—9,5	max. 0,25	0,25	max. 0,15 Si
	9B	86,0—90,0	max. 0,10	max. 0,05	max. 0,10	0,75—1,5	9,0—11,0	max. 0,25	0,25	max. 0,15 Si
	9C	min. 83,0	—	—	—	3,0—5,0	10,0—11,5	max. 0,25	0,50	—
Ołowiowo- niklowy	11A	63,0—65,0	3,5—4,5	3,5—5,0	reszta	max. 1,0	—	19,5—21,0	1,0	max. 0,05 P
	11B	64,0—67,0	4,0—5,5	1,0—2,0	reszta	max. 1,0	—	24,0—26,0	1,0	max. 0,05 P

Chcesz mieć w domu  
materiały do pracy naukowej?  
Zamów odpowiednie odbitki kserograficzne z czasopism  
krajowych czy zagranicznych.  
Zamówienia przyjmuje Biblioteka Główna NOT w Warszawie,  
ul. Czackiego 3/5 w godz. 9–20.  
Koszt wykonania pojedynczej odbitki 10 zł.