

ANALIZA PRACY SILNIKÓW

Rozwój energetyki przemysłowej zawsze wyprzedzał rozwój komunikacji. Z tego powodu silniki komunikacyjne pochodzą w głównej mierze od silników przemysłowych i do dziś te dwie grupy maszyn mają nawet w szczegółach wiele cech wspólnych. Dopiero lotnictwo odrzutowe, szczególnie technika raketowa, stworzyły zapotrzebowanie na silniki specyficznie komunikacyjne. I tu po raz pierwszy sytuacja została odwrócona: turbina spalinowa jako jedyny silnik przeszła do energetyki z komunikacji.

To energetyczne pochodzenie większości silników znalazło odbicie w metodach teoretycznego badania osiągow, źródeł strat energii oraz możliwości poprawy sprawności. Podobnie dzieje się też z silnikami odrzutowymi. Ale ostatecznym zadaniem każdego silnika odrzutowego jest wytwarzanie ciągu i dlatego poza zwykłą analizą przemian energetycznych zachodzących w silniku ważne jest, nie praktykowane oczywiście w silnikach przemysłowych, śledzenie w nim zmian ilości ruchu czynnika roboczego, w wyniku których powstaje ciąg.

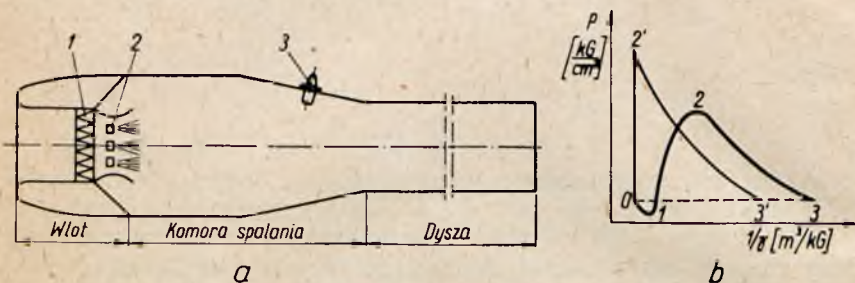
1.1. ZASADA DZIAŁANIA SILNIKA PULSACYJNEGO

Silnik pulsacyjny (rys. 1.1) składa się z wlotu, skrzyni zaworowej, komory spalania z wtryskiwaczami i świecą oraz dyszy wylotowej. Paliwo wtryskiwane w sposób ciągły do komory spalania tworzy z powietrzem mieszanek palną, która zapala się od iskry elektrycznej, wytworzonej przez świecę zapłonową. Powstałe w następstwie tego spaliny wypływają z dyszy, przy czym, na skutek ich bezwładności w końcowym okresie wypływu, w komorze spalania wytwarza się podciśnienie, które otwierając zawory jednokierunkowe umieszczone w skrzyni zaworowej powoduje zasysanie nowej porcji świeżego powietrza z atmosfery do wnętrza silnika.

To nowe powietrze, mieszając się z wtryskiwanym paliwem, tworzy mieszanek palną, która zapala się od resztek gorących

spalin, pozostałych po poprzednim obiegu. W ten sposób cykl się powtarza, a przyrost ilości ruchu każdorazowo zassanej porcji powietrza wytwarza ciąg silnika.

Z termodynamicznego punktu widzenia w silniku pulsacyjnym realizuje się obieg Lenoira. Przy czym dwie teoretyczne prze-



Rys. 1.1. Silnik pulsacyjny:

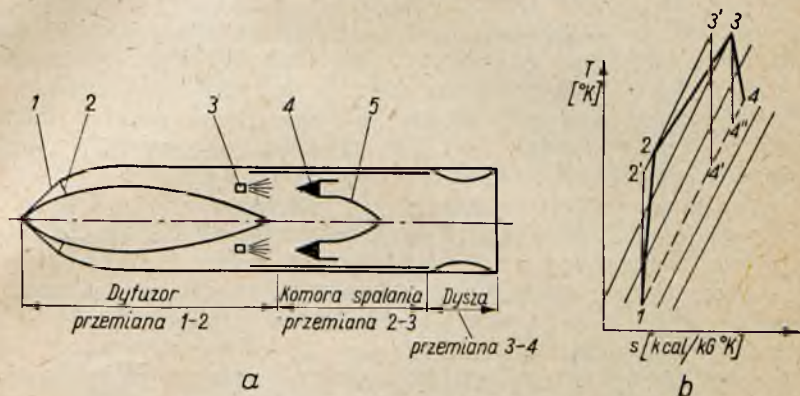
a — schemat silnika, b — obieg teoretyczny i rzeczywisty; 1 — skrzynia zaworów jednokierunkowych, 2 — wtryskiwacze, 3 — świeca

miany: izobarycznego spalania $0 - 2'$ i izentropowego rozprężania $2' - 3'$, zastępują trzy rzeczywiste procesy: rozprężanie $0 - 1$ występujące podczas zasysania świeżego powietrza do silnika, spalanie $1 - 2$ z równoczesnym wzrostem ciśnienia i objętości oraz adiabatyczne rozprężanie $2 - 3$.

1.2. ZASADA DZIAŁANIA SILNIKA STRUMIENIOWEGO

Z termodynamicznego punktu widzenia w silniku strumieniowym (rys. 1.2) realizuje się obieg Joule'a. Napływający z prędkością lotu strumień powietrza zostaje sprężony w dyfuzorze. Teoretycznie izentropowy proces sprężania $1 - 2'$ jest w rzeczywistości przemianą adiabatyczną ze stratami energii, wynikającymi z istnienia: fal uderzeniowych we wlotowej części dyfuzora (gdy $M_0 > 1$) oraz strat wywołanych tarciem i zawirowaniami strug przyściennych w jego części poddźwiękowej. Z umieszczonych na wejściu do komory spalania silnika wtryskiwaczy następuje wtrysk paliwa ciekłego w sprężony strumień powietrza. Rozpylone w strumieniu powietrza kropelki paliwa odparowują, tworząc z powietrzem mieszanek palną. Przepływająca mieszanka zostaje zapalona przez płomień ustabilizowany za odpowiednio ukształtowanym statecznikiem. Powstałe w ten sposób czoło płomienia obejmuje cały przekrój komory. Kropelki paliwa, które nie zdążyły odparować, zapalają się po przejściu przez czoło

plomienia i dopalają w dalszej części komory spalania. Teoretycznie izobaryczny proces doprowadzania ciepła $2' \rightarrow 3'$ jest w rzeczywistości przemianą ze spadkiem ciśnienia $2 \rightarrow 3$. Spadek ten wywołują z jednej strony aeromechaniczne straty przepływu, z drugiej natomiast przyrost pędu spowodowany doprowadzaniem ciepła.



Rys. 1.2. Silnik strumieniowy:

a — schemat silnika, b — obieg teoretyczny i rzeczywisty; 1 — skośna fala uderzeniowa, 2 — prostopadła fala uderzeniowa, 3 — wtryskiwacze, 4 — statecznik płomienia, 5 — czoło płomienia

W komorze spalania oprócz strat mechanicznych występują także straty ciepłne, wynikające z niezupełnego spalania i wymiany ciepła z otoczeniem.

Silnik jest zakończony dyszą, w której strumień spalin rozpręża się do ciśnienia atmosferycznego. Straty wywołane tarciami i zawirowaniami zmieniają teoretycznie izentropowy proces rozprężania $3' \rightarrow 4'$ w przemianę adiabatyczną $3 \rightarrow 4$.

Przyrost ilości ruchu strumienia spowodowany opisanym powyżej obiegiem wywołuje ciąg silnika.

1.3. ZASADA DZIAŁANIA SILNIKÓW RAKIETOWYCH

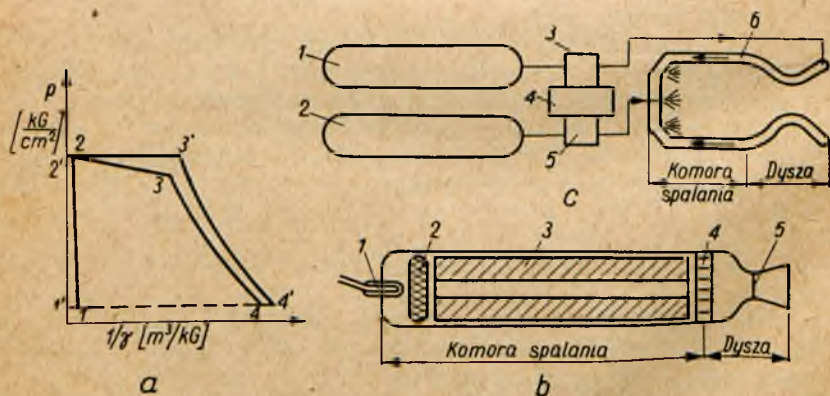
Obiegiem porównawczym silników raketowych jest obieg Rankina. Obieg ten (rys. 1.3) w zależności od rodzaju materiału pędnego może być zrealizowany w dwojaki sposób: w postaci silnika na stały materiał pędny (paliwo stałe) oraz silnika na ciekły materiał pędny (paliwo ciekłe).

W silniku na stały materiał pędny zbiornik tego materiału jest jednocześnie komorą spalania. Materiału pędnego używa się w postaci sprasowanego lub odlewane go ziarna o kształcie zapew-

niającym niezmienną w czasie powierzchnię reakcji. W dno komory spalania jest wkręcony zapłonnik, który rozpoczyna pracę silnika, zapalając podsypkę stanowiącą woreczek wypełniony prochem czarnym. W komorze od strony wylotu znajduje się ruszt, który zabezpiecza dyszę od zatkania przez ziarno oraz uniemożliwia wypadnięcie ziarna z dyszy. Przekrój krytyczny dyszy jest zamknięty przeponą z blachy metalowej. Po zapaleniu podsypki wytwarzające się spaliny podnoszą ciśnienie oraz temperaturę w komorze i inicjują spalanie ziarna. Wtedy pod wpływem ciśnienia i częściowo temperatury następuje pęknięcie przepony w dyszy i rozpoczyna się wypływ spalin na zewnątrz. Ciśnienie w komorze ustala się w wyniku równowagi między prędkością powstawania spalin i prędkością wypływu.

W silniku na ciekły materiał pędny utleniacz i paliwo znajdują się w osobnych zbiornikach i są dostarczane do komory spalania najczęściej za pomocą pomp napędzanych przez turbinę spaliniową. Jeden z tych składników materiału pędnego (najczęściej utleniacz, gdyż jest go więcej) chłodzi po drodze ścianki dyszy i komory spalania. Doprowadzone do wtryskiwaczy paliwo i utleniacz zostają wtrysknięte do komory i spalane po uprzednim odparowaniu i zmieszaniu. Powstałe w ten sposób spaliny wypływają przez dyszę na zewnątrz wytwarzając ciąg.

Składający się z izochory $1'-2'$, izentropi $3'-4'$ i dwu izobar $2'-3'$ i $4'-1'$ teoretyczny obieg Rankina jest realizowany w rzeczywistym silniku przez izochorę $1-2$ przesuniętą o objętość właściwą cieczy lub ciała stałego, następnie prze-



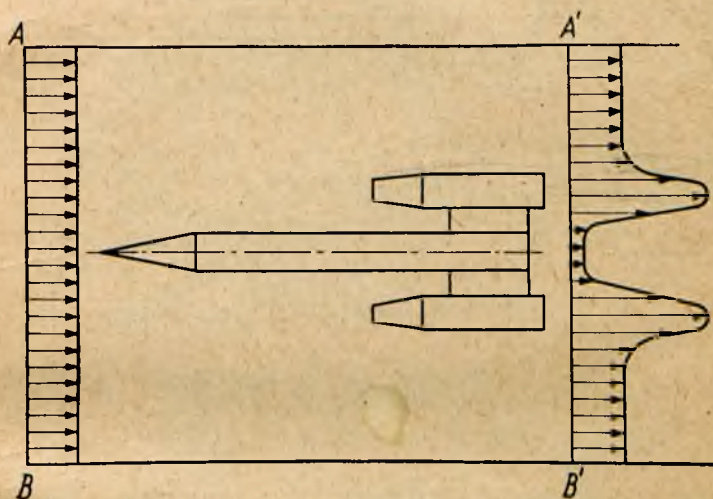
Rys. 1.3. Silnik rakietowy:

a — obieg teoretyczny i rzeczywisty, b — schemat silnika rakietowego na stały materiał pędny, 1 — zapłonnik, 2 — podsypka, 3 — ziarno, 4 — ruszt, 5 — przepona; c — schemat silnika rakietowego na ciekły materiał pędny, 1 — zbiornik paliwa, 2 — zbiornik utleniacza, 3 — pompa paliwa, 4 — turbina, 5 — pompa utleniacza, 6 — płaszcz chłodzący

mianę spalania 2 — 3 zachodzącego przy obniżającym się na skutek doprowadzania ciepła i oporów gazomechanicznych ciśnieniu oraz politropę 3 — 4 odbiegającą od izentropy na skutek chłodzenia i oporów tarcia.

1.4. CIĄG SILNIKÓW ODRZUTOWYCH

Rys. 1.4 ilustruje zmianę rozkładu prędkości przepływu w dwu płaszczyznach $A-B$ i $A'-B'$ przed i za pociskiem napędzanym dwoma silnikami strumieniowymi. Boczne płaszczyzny wydzielają ze strumienia o ustalonej prędkości obszar zaburzony przez pocisk. Pocisk znajduje się w ruchu ustalonym, tak że



Rys. 1.4. Zmiana rozkładu prędkości w strumieniu opływającym pocisk

opory przepływu są równoważone przez ciąg silników. W przekroju $A'-B'$ ciśnienia statyczne są wyrównane i równają się ciśnieniu otoczenia.

Rozważmy elementarną rurkę prądu, przez którą płynie w czasie jednej sekundy elementarna masa powietrza m_i . Prędkości przepływu tej masy w przekrojach $A-B$ i $A'-B'$ wynoszą odpowiednio w_i oraz w'_i . Zmiana prędkości masy, a tym samym i zmiana ilości ruchu, wywołuje zgodnie z prawem zachowania pędu odpowiednio skierowaną siłę

$$S_i = m_i (w'_i - w_i) \quad [1.1]$$

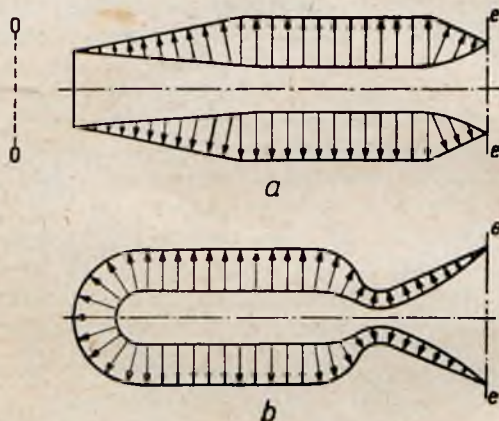
Siły oporu powodują oczywiście zmniejszenie pędu strumienia. Jego zwiększenie wywołuje natomiast ciąg.

Ponieważ, jak podano wyżej, pocisk znajduje się w ruchu ustalonym, siły te równoważą się i wypadkowa sił równa się zero

$$\Sigma S_i = \Sigma m_i (w'_i - w_i) = 0 \quad [1.2]$$

W przeprowadzonej analizie nie uwzględniono zmiany masy strumienia na skutek doprowadzenia paliwa.

Rozważymy teraz przepływ powietrza przez silnik strumieniowy (rys. 1.5a) między powierzchniami kontrolnymi 0 — e.



Rys. 1.5. Rozkład ciśnień działających na wewnętrzne ścianki silników:
a — strumieniowego, b — rakietowego

Impulsy strumienia w przekrojach 0 i e wynoszą odpowiednio

$$S_0 = m_0 w_0 + p_0 F_0 \quad S_e = m_e w_e + p_e F_e$$

gdzie: m_0 i m_e — masowe natężenia przepływu,
 F_0 i F_e — powierzchnie odpowiednich przekrojów,
 w_0 i w_e — prędkości w odpowiednich przekrojach.

Na zewnętrzny obrys silnika działa siła ciśnienia atmosferycznego (oporu aerodynamicznego nie uwzględnia się)

$$\int p_0 dF = p_0 (F_e - F_0)$$

Przyrost impulsu przepływającego strumienia jest równy ciągowi silnika

$$S = S_e - S_0 - \int_F p_0 dF$$

Podstawiając wyżej przedstawione zależności otrzymuje się

$$S = m_e w_e - m_0 w_0 + F_e(p_e - p_0) \quad [1.3]$$

Gdy rozprężenie w dyszy silnika dochodzi aż do ciśnienia otoczenia (to jest $p_e - p_0 = 0$) oraz gdy nie uwzględnia się przyrostu masy strumienia na skutek doprowadzenia paliwa (to jest $m_e = m_0 = m$), wtedy zależność na ciąg wyraża się równaniem

$$S = m(w_e - w_0) \quad [1.4]$$

W silniku raketowym (rys. 1.5b) $w_0 = 0$.

Wyrażenie na ciąg silnika raketowego ma więc postać równania

$$S = m w_e \quad [1.5]$$

Uwzględniając nadciśnienie strumienia spalin wypływających z dyszy otrzymuje się

$$S = m w_e + F_e(p_e - p_0) \quad [1.6]$$

Zmiana prędkości przepływu wzdłuż osi silnika wywołuje odpowiedni rozkład ciśnień na ściankach. Wypadkowa tych ciśnień jest oczywiście równa cięgowi silnika.

W przypadku silnika pulsacyjnego, ze względu na nie ustalony charakter przepływu, jego ciąg równa się iloczynowi impulsu otrzymanego z jednej dawki powietrza zassanego przez silnik J' pomnożonemu przez ilość cykli na sekundę ν

$$S = J' \cdot \nu$$

Impuls każdej dawki wynosi

$$J' = m'(\bar{w}_e - w_0)$$

gdzie: m' — masa jednorazowej dawki powietrza,

\bar{w}_e — średnia prędkość spalin wypływających z silnika.

Podstawiając $m'\nu = m$ otrzymuje się

$$S = m(\bar{w}_e - w_0) \quad [1.7]$$

Jest to wyrażenie analogiczne do zależności na ciąg silnika strumieniowego [1.4], z tym że prędkość przepływu w_e zastępuje się średnią prędkością \bar{w}_e .

Silnik pulsacyjny i strumieniowy nazywają się silnikami przelotowymi.

1.5. MOC I SPRAWNOŚĆ NAPĘDU

Mocą napędu (N_p) nazywamy iloczyn ciągu i prędkości lotu

$$N_p = S w_0$$

Podstawiając odpowiednio zależności na ciąg silnika przelotowego lub raketowego otrzymuje się:

— dla silnika przelotowego

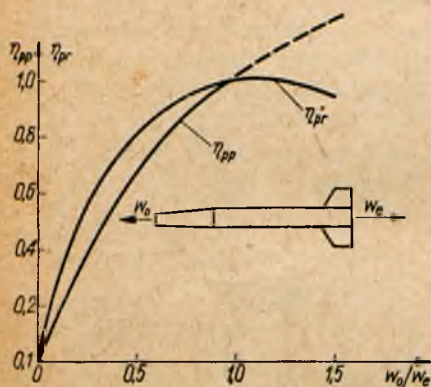
$$N_{pp} = m(w_e - w_0)w_0 = mw_e^2 \left(1 - \frac{w_0}{w_e}\right) \frac{w_0}{w_e} \quad [1.8]$$

— dla silnika raketowego

$$N_{pr} = mw_e w_0 = mw_e^2 \frac{w_0}{w_e} \quad [1.9]$$

Poszukując ekstremum funkcji [1.8] otrzymuje się, że moc napędu silnika przelotowego dąży do maksimum, gdy $\frac{w_0}{w_e}$ dąży do 0.

Przy $\frac{w_0}{w_e} = 1$ moc napędu silnika przelotowego jest równa zero, ponieważ ciąg tego silnika też równa się wtedy zero.



Rys. 1.6. Sprawność napędowa silników: raketowego η_{pr} i przelotowego η_{pp} w zależności od stosunku prędkości lotu w_0 i prędkości wypływu w_e

Natomiast moc napędu silnika raketowego stale rośnie ze wzrostem stosunku prędkości lotu i prędkości wypływu.

Rys. 1.6 przedstawia pocisk napędzany silnikiem odrzutowym. Prędkość pocisku jest w_0 , prędkość zaś wypływu spalin z dyszy pocisku silnika w_e . Prędkość spalin względem atmosfery wynosi więc $w_e - w_0$. Kinetyczna energia spalin wylotowych zostaje, jak z tego wynika, tylko częściowo zamieniona na moc napędu. Bilans energii wygląda wobec tego następująco

$$N_s = \frac{w_e^2}{2g} = N_p + \frac{(w_e - w_0)^2}{2g}$$

Podstawiając odpowiednie wartości otrzymuje się równanie na moc strumienia wypływającego z silników:

— raketowego

$$N_{sr} = \frac{m}{2} w_e^2 \left[1 + \left(\frac{w_0}{w_e} \right)^2 \right]$$

-- przelotowego

$$N_{sp} = \frac{m}{2} w_e^2 \left[1 - \left(\frac{w_0}{w_e} \right)^2 \right]$$

Wielkością, która uwzględnia straty mocy strumienia wylotowego spalin, jest sprawność napędu η_p .

Określa się ją stosunkiem mocy napędu do mocy strumienia

$$\eta_p = \frac{N_p}{N_s}$$

Przekształcając powyższe równanie otrzymuje się odpowiednie zależności na sprawność napędu silnika raketowego η_{pr} i przelotowego η_{pp}

$$\eta_{pr} = \frac{2 \frac{w_0}{w_e}}{1 + \left(\frac{w_0}{w_e} \right)^2} \quad \eta_{pp} = \frac{2 \frac{w_0}{w_e}}{1 + \frac{w_0}{w_e}} \quad [1.10]$$

Obydwie te zależności przedstawiono na wykresie na rys. 1.6. Należy zwrócić uwagę na realność lotu pojazdu raketowego z prędkością większą od prędkości wypływu. Dlatego gałąź krzywej

wej $\eta_{pr} = f \left(\frac{w_0}{w_e} \right)$ dla $\frac{w_0}{w_e} > 1$ ma sens fizyczny. Nie ma natomiast sensu fizycznego gałąź krzywej $\eta_{pp} = f \left(\frac{w_0}{w_e} \right)$, gdyż dla

$\frac{w_0}{w_e} > 1$ ciąg silnika przelotowego jest ujemny.

$\frac{w_0}{w_e} > 1$ ciąg silnika przelotowego jest ujemny.

✓1.6. SPRAWNOŚĆ CIEPLNA I OGÓLNA SILNIKÓW LOTNICZYCH

Sprawność cieplna uwzględnia wszystkie termiczne straty silnika, a więc straty wynikające z II zasady termodynamiki, z nieodwracalności przemian oraz stratę niezupełnego spalania i wymiany ciepła z otoczeniem. Określa się ją stosunkiem mocy strumienia wylotowego do energii doprowadzonej do silnika w ciągu sekundy E_w

$$\eta_c = \frac{N_s}{E_w}$$

Dla silnika rakietowego energia doprowadzona wynosi

$$E_{wr} = G \left(JHu + \frac{w_0^2}{2g} \right)$$

dla przelotowego natomiast

$$E_{wp} = G \left(JWu + \frac{w_0^2}{2g} \right)$$

gdzie: J — równoważnik mechaniczny ciepła,

G — wydatek paliwa lub materiału pędnego,

Hu — wartość opałowa materiału pędnego,

Wu — wartość opałowa paliwa.

Sprawność ogólna silnika lotniczego jest iloczynem sprawności cieplnej i napędowej

$$\eta_0 = \eta_c \eta_e$$

Dla silników rakietowych i przelotowych otrzymuje się więc

$$\eta_{or} = \frac{mw_0w_e}{G \left(JH + \frac{w_0^2}{2g} \right)} \quad [1.11]$$

$$\eta_{op} = \frac{m(w_e - w_0)w_0}{G \left(JWu + \frac{w_0^2}{2g} \right)}$$

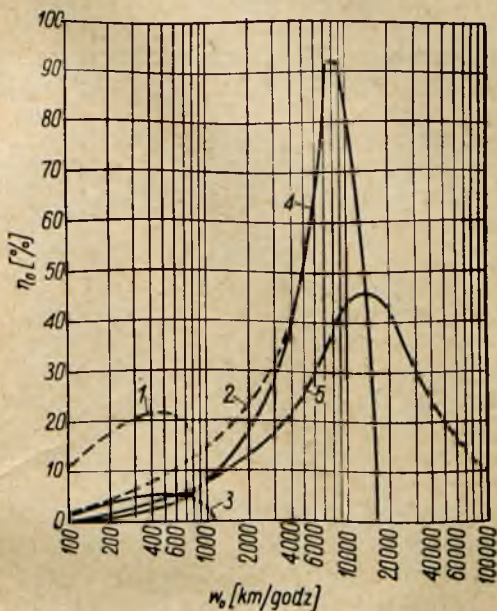
▼ 1.7. CHARAKTERYSTYKI PRĘDKOŚCIOWE SILNIKÓW LOTNICZYCH

Przy wyborze napędu do określonego aparatu latającego problem małego zużycia paliwa, a tym samym i wysokiej sprawności ogólnej silnika odgrywa niemal zawsze decydującą rolę. Małe zużycie paliwa wiąże się nie tylko ze zmniejszonymi kosztami eksploatacji, ale przede wszystkim (przy ustalonym zasięgu) ze zmniejszonym całkowitym ciężarem pojazdu.

Wykres na rys. 1.7 pozwala wyciągnąć wnioski o zastosowaniu poszczególnych typów silników i ogólnie o granicach stosowania silników wykorzystujących paliwa chemiczne.

Z wykresu wynika, że zakres stosowalności silników pulsacyjnych jest ograniczony do prędkości poddźwiękowej. W tym obszarze ich sprawność jest wyższa od innych prostych, nie mających elementów wirujących silników lotniczych, lecz dużo

niższa od sprawności silnika turbinowo-odrzutowego*. Silniki strumieniowe mają niewątpliwą przewagę nad innymi silnikami (z uwzględnieniem silnika turbinowo-odrzutowego) w zakresie prędkości od 4 ÷ 13 tysięcy km/godz. Powyżej tego zakresu najsprawniejszy jest silnik rakietowy.



Rys. 1.7. Zależność sprawności ogólnej η_0 silników lotniczych od prędkości lotu v_0 :

1 — silnik tłokowy ze śmigłem, 2 — silnik turbinowo-odrzutowy, 3 — silnik pulsacyjny, 4 — silnik strumieniowy, 5 — silnik rakietowy

Niekiedy o wyborze napędu decydują inne względy niż małe zużycie paliwa. Branymi pod uwagę czynnikami są wtedy najczęściej:

— prosta konstrukcja (zastosowanie silników strumieniowych do napędu łopat śmigłowca, czy silników pulsacyjnych do napędu poddźwiękowych samolotów-celów);

— duży stosunek ciągu silnika do jego ciężaru (zastosowanie silników rakietowych jako silników startowych do samolotów).

* Zwanego powszechnie silnikiem turboodrzutowym (przyp. red.).

1.8. DYNAMIKA ROZWOJU SILNIKÓW ODRZUTOWYCH — KRÓTKA HISTORIA SILNIKÓW PULSACYJNYCH, STRUMIENIOWYCH I RAKIETOWYCH

Na rozwój silników odrzutowych można patrzeć z dwóch punktów widzenia. Można je uważać jako zespół równolegle rozwijających się konstrukcji względnie jako układ „zwalczających się” i nawzajem „wypierających” systemów służących do wytwarzania ciągu. Wydaje się, że ta druga metoda lepiej wyjaśnia przeszłość i łatwiej pozwala przewidzieć przyszłość napędów lotniczych.

Podstawowym czynnikiem kształtującym rozwój lotnictwa jest walka o coraz większe prędkości lotu. To zdecydowało o kierunku rozwoju silników, w którym podstawową tendencją była walka o ciąg. Ciąg każdego silnika zależy głównie od natężenia przepływu czynnika roboczego, temperatury na początku dyszy wylotowej, rozprężu w dyszy (stosunku ciśnień przed i za dyszą) oraz od wielkości pracy sprężania czynnika roboczego.

Dążenie do wzrostu natężenia przepływu wyeliminowało we współzawodnictwie silniki o działaniu nieciągłym, a więc również interesujący nas w tej książce silnik pulsacyjny, i było główną przyczyną wyparcia w konstrukcjach silników turbinowo-odrzutowych sprężarek promieniowych (odśrodkowych) przez osiowe.

Maksymalna temperatura w silniku jest ograniczona względami materiałowymi oraz własnościami stosowanych paliw chemicznych. Silnik turbinowo-odrzutowy jest obciążony „organicznym schorzeniem” w postaci działających w wysokiej temperaturze łożątek turbiny. Będzie to podstawowe źródło „klęski” w jego współzawodnictwie z silnikiem strumieniowym.

Rozpręż w dyszy wylotowej silnika strumieniowego zależy od prędkości lotu, natomiast w silniku turbinowym i raketowym jest dobierany na podstawie termodynamicznej analizy pracy silnika. Z tej przyczyny silnik strumieniowy może współzawodniczyć z silnikiem turbinowo-odrzutowym dopiero przy dużych liczbach Macha (powyżej $M = 2 \div 3$).

Ponieważ spręż w silniku decyduje równocześnie tak o ciągu, jak i o sprawności, a tym samym i o jednostkowym zużyciu paliwa, więc w ogólnych zarysach wyniki obecnie przeprowadzanej analizy pokrywają się z wnioskami wysnutymi z prędkościowych charakterystyk silników lotniczych podanych w poprzednim podrozdziale.

Ostatni element wpływający na ciąg silnika, a mianowicie praca sprężania czynnika roboczego zdecyduje w przyszłości o wyparciu silnika strumieniowego przez rakiety nawet w zakresie lotów stratosferycznych. Przy dużych liczbach Macha sprawność

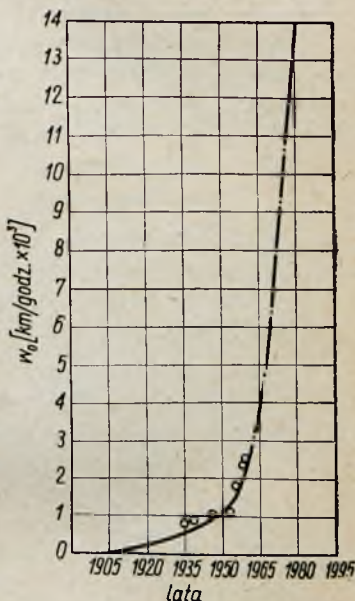
sprężania powietrza w naddźwiękowym dyfuzorze silnika strumieniowego będzie bardzo niska i to spowoduje znaczne zwiększenie pracy sprężania (przypadającej na jednostkę energii strumienia wylotowego).

W silniku raketowym praca sprężania jest niewielka (gdy czynnik sprężany jest w stanie ciekłym) lub w ogóle równa zero (gdy materiałem pędym jest ciało stałe).

Czy można przewidzieć, w jakim czasie będą następować okresy „przewagi” poszczególnych systemów napędowych? W pewnym stopniu odpowiedź na to pytanie daje wykres na rys. 1.8.

Wykres przedstawia postęp w rekordach prędkości od początku istnienia lotnictwa do chwili obecnej, co niewątpliwie charakteryzuje rozwój lotnictwa. Krzywa rozwoju rekordów ma tendencję do coraz bardziej stromego wznoszenia się. Jeśli przeprowadzić ekstrapolację tej krzywej na najbliższe 20 lat (nawet niezbyt optymistyczną), to należy się spodziewać, że rekord prędkości rozumiany w sposób konwencjonalny odpowiadający 4000 km/godz. (początek hegemonii silników strumieniowych) zostanie osiągnięty mniej więcej w 1965 roku, natomiast rekord 13 tysięcy km/godz. (początek hegemonii silników raketowych) w okresie 1975—1980.

Ścisłe określenie terminów, w których zajdą omówione zmiany jakościowe, jest obecnie jeszcze bardzo trudne, ale ogólna tendencja rozwoju napędów lotniczych jest już dziś określona jednoznacznie i nie może być przedmiotem dyskusji. W celu zobrazowania wkładu poszczególnych epok w dzieło rozwoju interesujących nas silników zestawiono poniżej najważniejsze fakty z ich historii.



Rys. 1.8. Krzywa postępu w lotniczych rekordach prędkości:

o — ważniejsze rekordy ostatnich dziesięcioleci lat,
— — — ekstrapolacja krzywej rekordów na najbliższe lata

Rok: 848 — Marek Grek wspomina w swoich pismach o raketach (Bizancjum)

1232 — pierwsze zastosowanie raket do celów wojennych (Chiny)

1239 — Schwarz odkrywa proch czarny (Niemcy)

- 1290 — pierwsze zastosowanie rakiet w Europie (Hiszpania)
- 1650 — K. Siemionowicz pisze monografię o rakietach (Polska)
- 1687 — I. Newton formułuje zasadę akcji i reakcji (Anglia)
- 1816 — pierwsze zastosowanie rakiet w ratownictwie morskim (Niemcy)
- 1850 — seryjna produkcja rakiet o ciężarze 20 kG i zasięgu 3200 m (Francja)
- 1880 — Nobel odkrywa proch nitroglicerynowy (Szwecja)
- 1895 — P. Paulet przeprowadza pierwsze doświadczenia z silnikami raketowymi na ciekły materiał pędny (Peru)
- 1903 — K. Ciolkowski pisze dzieło *Rakieta w przestrzeni kosmicznej* (Rosja)
- 1908 — R. Lorin patentuje silnik strumieniowy (Francja)
- 1909 — R. Marconnet patentuje silnik pulsacyjny (Francja)
- 1919 — R. Goddard publikuje dzieło *Sposób osiągnięcia najwyższej wysokości* (USA)
- 1923 — H. Oberth pisze dzieło *Rakiety w przestrzeni międzyplanetarnej* (Niemcy)
- 1924 — Otwarcie w ZSRR biura do badania zagadnień raketowych
- 1931 — pierwsze próby z raketami pocztowymi (Szwajcaria)
- 1933 — E. Sänger wydaje *Technikę lotu odrzutowego* (Niemcy)
- 1936 — Założenie ośrodków raketowych w USA i w Niemczech
- 1942 — start pierwszego samolotu napędzanego silnikiem raketowym na ciekły materiał pędny (USA)
- 1944 — zastosowanie silnika pulsacyjnego do napędu samolotu — pocisku oraz silnika raketowego na ciekły materiał pędny do napędu pocisku klasy „ziemia-ziemia” (Niemcy)
- 1947 — przekroczenie prędkości dźwięku przez samolot napędzany silnikami raketowymi na ciekły materiał pędny (USA)
- 1951 — pierwszy lot samolotu napędzanego tylko silnikami strumieniowymi (Francja)
- 1957 — wyrzucenie pierwszego sztucznego satelity ziemi (ZSRR)
- 1961 — pierwszy lot kosmiczny człowieka (ZSRR).

LITERATURA DO ROZDZIAŁU 1:

- 1.1. J. Stemmer: *Raketenantriebe*. Schweizer Druck und Verlaghaus A. G. Zürich, 1952.
- 1.2. E. Sänger: *Die physikalischen Grundlagen der Strahlantriebs-technik*. V.D.I. Forschungsheft 437. Band 19/1953.
- 1.3. S. Wójcicki: *Kierunki technicznego rozwoju lotniczych zespołów napędowych. Najnowsze konstrukcje lotnicze — Napędy*. PWT, Warszawa 1957.