

Prof. dr inż. RYSZARD SZYMANIK

Wojskowa Akademia Techniczna

### ZASTOSOWANIE ENERGII JĄDROWEJ W TECHNICIE RAKIETOWEJ

Wykorzystanie energii jądrowej w technice można rozważać w dwóch aspektach. Pierwszy, to aspekt ekonomiczny. Energia jądrowa pozwala, względnie można mieć nadzieję, że w najbliższym czasie pozwoli obniżyć koszty pracy urządzeń, których praca zapewniona jest przez energię czerpaną z jądrowej reakcji rozszczepienia, czy syntezy, w porównaniu z kosztami pracy analogicznych urządzeń konwencjonalnych.

W drugim aspekcie - zastosowanie energii jądrowej pozwoli zrealizować zamierzenia niemożliwe do przeprowadzenia dotychczasowymi środkami np. możliwość realizacji lotów kosmicznych.

Użycie energii jądrowej w elektrowniach, silnikach okrętów logicznie doprowadziło do prób wykorzystania tej energii w silnikach raketowych. Wiadomo, że zdolność energetyczna paliwa jądrowego wielokrotnie przewyższa zdolność energetyczną paliw chemicznych. Fak ten stwarza kolosalne perspektywy przed jądrowymi napędami raketowymi.

Aby można było porównać rakiety pracujące na różnych paliwach wliczając w to też i paliwa jądrowe, należy wprowadzić pewne podstawowe wymagania odnoszące się do silników raketowych.

Wymagania te na ogół określają maksymalną końcową prędkość lotu rakiety  $V_{\max}$ .

Prędkość tę można wyznaczyć w oparciu o wzór Ciółkowskiego, który w przypadku rakiety jednostopniowej ma postać:

$$V_{\max} = w \cdot \ln \mu \quad (1)$$

zaś dla rakiet wielostopniowych:

$$V_{\max} = w \cdot n \cdot \ln \mu \quad (2)$$

gdzie:

$w$  - prędkość wypływu gazów z dyszy silnika raketowego,

$\mu = M_0/M_k$  - stosunek całkowitej masy startowej rakiety, do masy konstrukcji rakiety,

$n$  - ilość stopni rakiety.

Dla silnika raketowego charakterystyczną wielkością jest ciąg przez niego rozwijany

$$K = w \cdot m^x \quad (3)$$

i jego wartość jednostkowa:

$$k = \frac{w}{g} \quad (4)$$

gdzie:

$m^x$  - natężenie dopływu paliwa do silnika,

$g$  - przyspieszenie siły ciężkości.

Jak wynika z równania 1, aby zwiększyć  $V_{\max}$  należy:

- 1) uzyskać możliwie dużą prędkość wypływu gazu z silnika,
- 2) zwiększyć stosunek mas rakiety  $\mu$  - co oznacza, że masa konstrukcji rakiety powinna być możliwie mała w porównaniu z masą paliwa.

Aby rakieta mogła wyjść poza strefę przyciągania ziemskiego jej teoretyczna prędkość końcowa musi być równa  $V_{\max} = 11,2$  km/sek praktycznie na skutek oporu atmosferycznego nieco więcej.

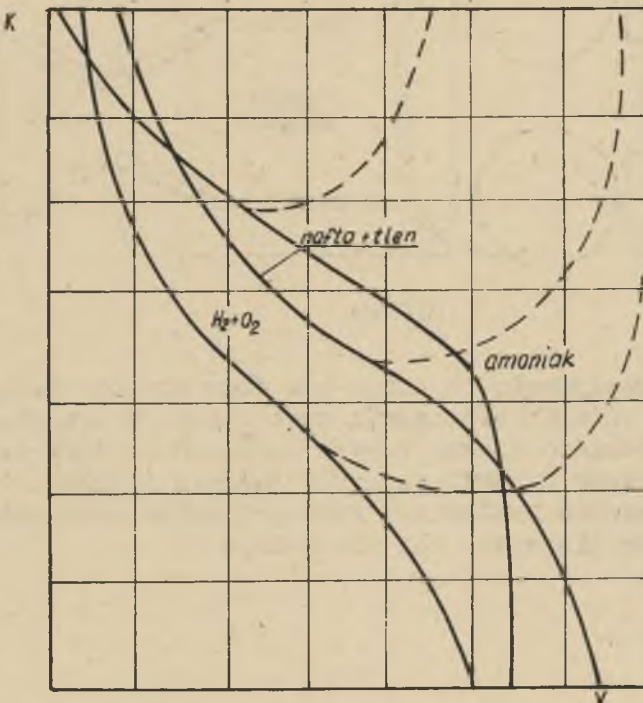
W przypadku współczesnych rakiet, prędkość wylotowa gazów u silnika wynosi przeciętnie  $w = 2$  km/sek. Przyjmując  $V_{\max} = 12$  km/sek powinno być:  $\ln \mu = 6$ ; skąd  $\mu = 40,2$ . Dość nie udało się zbudować takich konstrukcji, dla których przekraczałoby znacznie wartość 5.

Jak widać z przytoczonego przykładu taka konstrukcja nie nadaje się jako pojazd kosmiczny.

Wyższe prędkości maksymalne uzyskuje się przez zastosowanie raket wielostopniowych. O tym jak gigantycznych rozmiarów musiałaby być konwencjonalna kosmiczna rakietka niech świadczy następujący przykład. Aby przetransportować 10 kg masy z Ziemi na Księżyc i wrócić z nim na Ziemię masa rakiety trzystopniowej pracującej na wysokoenergetycznym paliwie chemicznym musi wynosić  $2,5 \cdot 10^8$  kg. Przykład wskazuje na trudności zamierzenia.

Możliwość realizacji takich zamierzeń stwarza wykorzystanie energii jądrowej. Najbliższym realizacji wydaje się projekt, w którym reaktor jądrowy jest źródłem ciepła w silniku raketowym (spełnia rolę reakcji spalania paliwa z utleniaczem w układzie konwencjonalnym). Energia, którą można uzyskać z 1 kg materiału rozszczepialnego jest około  $10^7$  razy większa od energii, którą uzyskuje się z 1 kg paliwa konwencjonalnego.

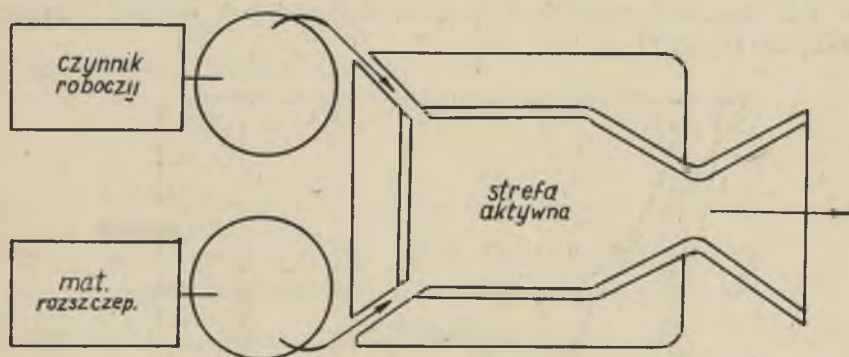
Najwygodniej dokonać oceny raket jądrowych przez porównanie ich charakterystyk z charakterystykami raket konwencjonalnych (rys.1).



Rys.1

Omówiony typ rakiety z silnikiem, w którym reaktor stanowi źródło ciepła posiada szereg wad. Celem podniesienia prędkości gazów wylatujących z dyszy silnika do prędkości ok. 7 km/sek temperatura w silniku musi wynosić 5000°C. Jest to jak dotąd nierozwiązalna trudność materiałowa. Problemu dostarcza także dobór masy odrzutowej. Największe prędkości wypływu zapewniłoby użycie substancji o małej masie cząsteczkowej. Doskonały byłby wodór gdyby nie jego mała gęstość nawet w stanie ciekłym. Rozważa się możliwość zastosowania amoniaku lub nawet wody.

Rozwiązanie problemu wysokich temperatur w silniku wydaje się możliwe w przypadku silnika raketowego z reaktorem gazowym. Zasadę pracy takiego silnika podaje rys.2.



Rys.2.

Przy takim rozwiązaniu uzyskuje się duże impulsy jednostkowe. Trudność natomiast stanowią duże rozmiary urządzenia.

Istnieje ponadto szereg innych możliwości rozwiązań silników raketowych wykorzystujących energię jądrową. Ponieważ jednak obecnie realizacja tych projektów jest mało realna opracowanie niniejsze ich nie podaje.

Literatura

- [1] Barrer: Dwiżenije rakiet.
- [2] Bussard: Nuclear Rocket Propulsion.
- [3] Szymanik: Silniki Rakietowe Skrypt WAT.
- [4] Rakietnaja Technika EkspresInformacja.
- [5] Nucleonics.