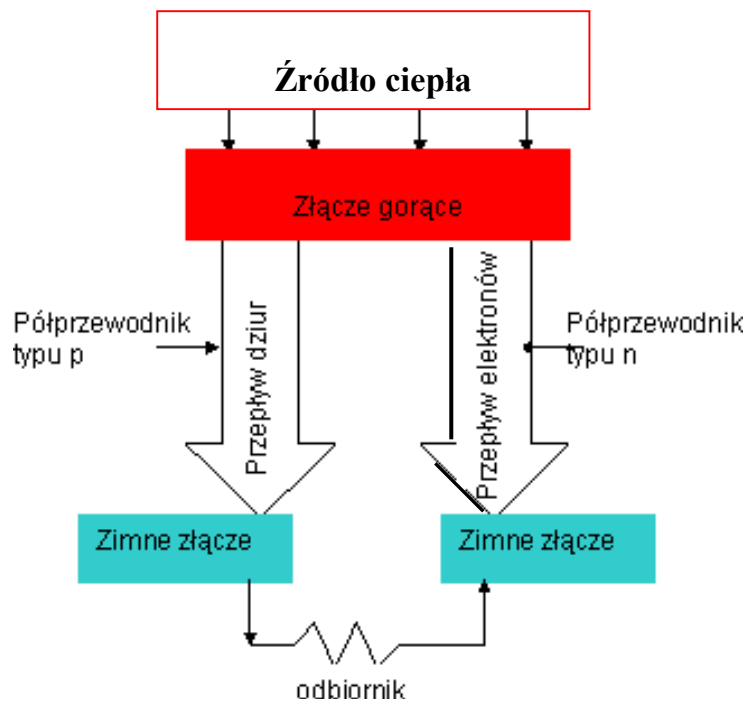


ROZDZIAŁ XVII. NAPĘDY JĄDROWE

17.1 Generatory radioizotopowe

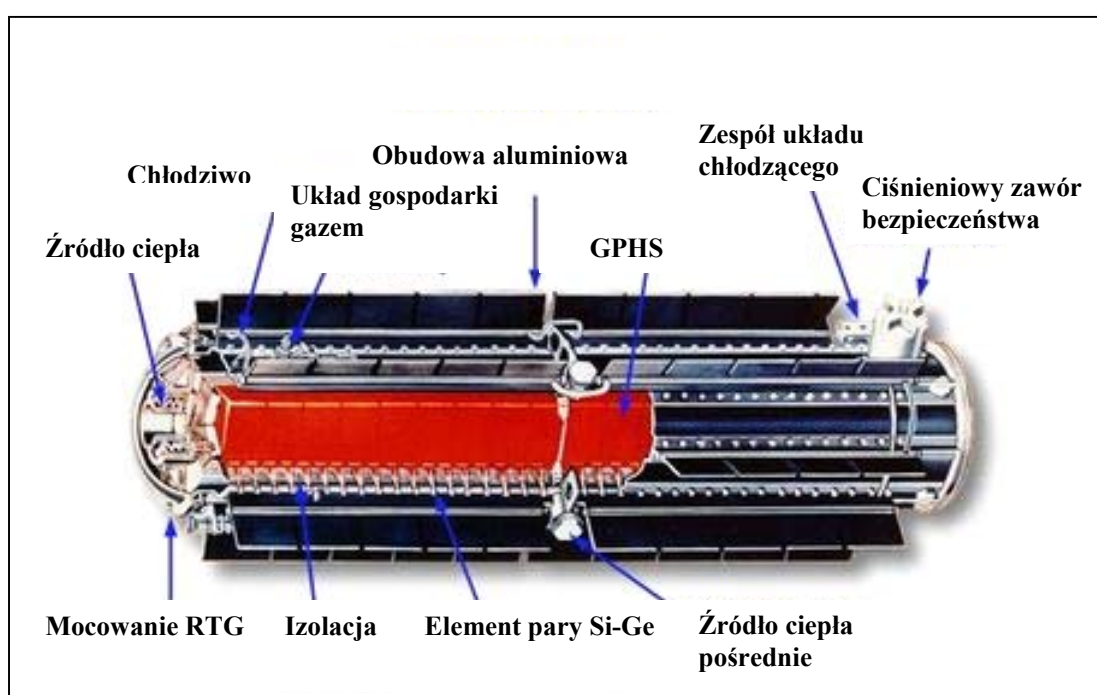
Energia jądrowa może być wykorzystana w bardzo niewielkich urządzeniach, jak baterie elektryczne. Wydajne i długozyciowe baterie są potrzebne do prowadzenia badań planet i przestrzeni kosmicznej, ale także do zasilania tzw. rozruszników serca, z których korzystają ludzie z poważnymi wadami serca. W tym celu już od roku 1961 budowane są promieniotwórcze układy zasilania. Istnieją dwa rodzaje takich układów: promieniotwórcze *generatory termoelektryczne*, w których ciepło rozpadu promieniotwórczego np. ^{238}Pu (0.56 W/g) ogrzewa złącze półprzewodnikowe typu p-n (termoparę) oraz *termojonowe* promieniotwórcze generatory mocy, w których ciepło z rozpadu promieniotwórczego wykorzystywane jest do wytworzenia różnicy potencjałów pomiędzy metalicznymi elektrodami. Ponadto buduje się małe reaktory jądrowe z konwerterami termoelektrycznymi lub termojonowymi, które wykorzystuje się do różnych celów w statkach kosmicznych, np. do napędu tych statków.



Rys. 17.1 Schemat konwertera termoelektrycznego

W typowej termoparze wykorzystuje się tzw. *efekt Seebecka*, tj. powstawanie napięcia na złączu dwóch różnych metali, znajdującym się w temperaturze innej niż końce przewodów. Natężenia prądów wytwarzanych w ten sposób są bardzo małe, rzędu miliamperów. Jeśli jednak podgrzeje się złącze półprzewodnikowe wykonane z półprzewodników typu *n* i *p*, prąd elektryczny popłynie przez oba półprzewodniki w kierunku zimnych końców połączonych odbiornikiem. Oznacza to, że w obwodzie elektrycznym popłynie prąd. Takie urządzenie może wytwarzać prąd o natężeniu rzędu dziesiątków amperów, płynący pod małym napięciem (ułamek wolta). Źródłem ciepła może być, jak wspomnieliśmy przed chwilą, odpowiednie źródło promieniotwórcze, z reguły tlenek jakiegoś izotopu, np. ^{238}Pu lub ^{210}Po . Idea ogniwa termoelektrycznego przedstawiona jest na rys. 17.1. Łącząc kilka ogniw można

stworzyć "stos" - termoogniwo ogrzewane ciepłem z rozpadu jąder promieniotwórczych. Moc wytwarzana w większej mocy generatorach termoelektrycznych może osiągać kilkaset watów, tak więc generatory tego typu były i są używane w różnych misjach satelitarnych. Zauważmy, że taki radioizotopowy generator termoelektryczny nie ma żadnych części ruchomych, nie wymaga specjalnej obsługi i może pracować wiele lat często w trudnych warunkach. Nic więc dziwnego, że w najbardziej znanych amerykańskich misjach satelitarnych, jak Apollo, Pioneer, Viking, Voyager, Galileo i Ulysses, a także w satelitach wojskowych używano tego typu generatorów. Generatory na sondzie Voyager pracują już od dwudziestu kilku lat i będą pracować zapewne drugie tyle. Również sondy, które lądowały na Marsie (Viking i Rover) były zasilane z tego typu generatorów. Sonda Cassini podążająca do Saturna miała na swym pokładzie trzy radioizotopowe generatory termoelektryczne o łącznej mocy 870 W.



Rys. 17.2 Schemat układu GPHS-RTG dla sondy Cassini¹

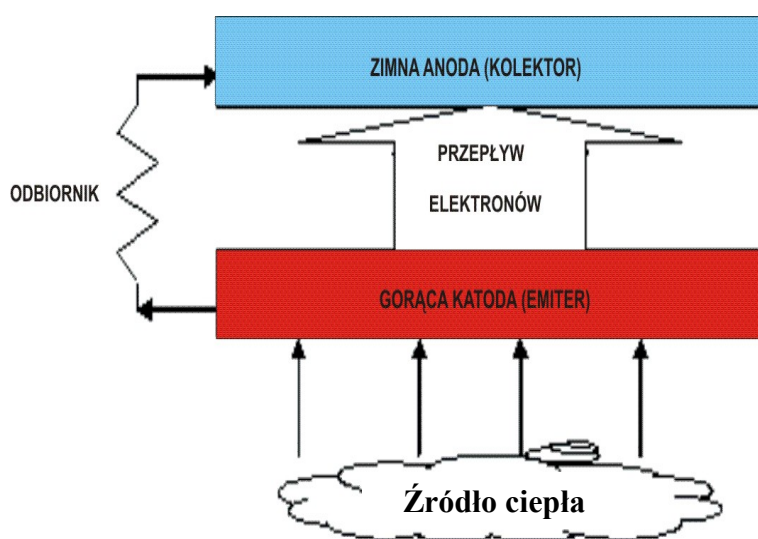
Generatory te, o mocy 290 W, wykorzystują osiemnaście jednostek GPHS (od ang. *General Purpose Heat Source*) do generatora o mocy 290 W i znane są pod nazwą GPHS RTG (skrót RTG od ang. *Radioisotope Thermoelectric Generator*). Ich schemat przedstawia rys. 17.2. Jednostka GPHS może z kolei zasilać generator radioizotopowy Stirlinga (SRG od *Stirling Radioisotope Generator*), w którym gorąca część konwertera Stirlinga osiąga temperaturę 650°C, ogrzewany hel porusza tłok w rozruszniku, a ciepło jest odbierane na zimnym końcu generatora. Prąd zmienny przekształcany jest następnie w prąd stały. Moc takiego urządzenia może wynosić 55 W. Tego typu silnik produkuje niemal czterokrotnie więcej energii elektrycznej z tej samej ilości plutonu niż RTG. Stąd też z układem SRG wiąże się duże nadzieje.

¹ Wg <http://wikipedia.com>

Radioizotopowe generatory termoelektryczne niewielkiej mocy cieplnej (ok. 1 W), korzystające z ^{238}Pu są także stosowane w satelitach do utrzymywania odpowiedniej temperatury przyrządów pokładowych.

Materiał promieniotwórczy w radioizotopowych generatorach termoelektrycznych musi spełniać kilka warunków, a więc musi być długożyciowy na tyle, aby mógł dostarczać energii przez potrzebny czas działania generatora, a jednocześnie na tyle krótki, aby dostarczał znaczącej ilości ciepła. Jeśli generator ma służyć podrójom w Kosmosie, paliwo powinno móc wytwarzać znaczącą ilość energii na jednostkę masy i objętości. Gęstość materiału, jak i jego objętość nie są z reguły istotne dla zastosowań na Ziemi. Z obu powyższych względów preferowane są ^{238}Pu , ^{244}Cm i ^{90}Sr , choć rozważa się także takie izotopy, jak ^{147}Pm , ^{137}Cs , ^{144}Ce , ^{106}Ru , ^{60}Co , ^{242}Cm oraz izotopy tulu. Przenikliwość promieniowania emitowanego przez izotop powinna być jak najmniejsza, co preferuje korzystanie z emiterów alfa. Niekorzystnym promieniowaniem jest tu na pewno promieniowanie gamma (z reguły towarzyszy emiterom β) czy neutronowe. Spośród wszystkich wymienionych wyżej izotopów ^{238}Pu ma najlepsze własności: przed jego promieniowaniem łatwo się osłaniać, a okres połowicznego zaniku jest długi (87,7 lat). Z tego właśnie względu materiałem promieniotwórczym jest często dwutlenek plutonu. Robiono także próby wykorzystania ^{210}Po , który charakteryzuje się bardzo wysoką gęstością energii, ma jednak dość krótki czas życia i stosunkowo wysoką emisję promieniowania gamma.

W wypadku konwertera termojonowego, którego schemat działania przedstawiony jest na rys. 17.3, ogrzewanie katody pozwala elektronom pokonać tzw. pracę wyjścia i opuścić powierzchnię katody.



Rys. 17.3 Schemat ogniwa termojonowego

Elektrony poruszają się w kierunku zimniejszej płyty anody, na której się zbierają, co z kolei powoduje powstanie różnicy potencjałów pomiędzy dwiema elektrodami. Odległość między nimi wynosi typowo 0,02 – 0,05 cm. W wyniku tego procesu w przyłączonym do elektrod obwodzie może popłynąć prąd. Warunkiem koniecznym działania takiego układu jest aby praca wyjścia elektronów z katody była mniejsza od pracy wyjścia elektronów z anody.

Podobnie, jak w poprzednim urządzeniu, do grzania katody wykorzystywane jest ciepło z rozpadu promieniotwórczego. Jeśli chce się wytwarzać większą ilość energii elektrycznej, źródłem ciepła może być podgrzane w małym reaktorze jądrowym chłodziwo. Jako źródeł promieniotwórczych używa się izotopów emitujących promieniowanie β o niskiej energii, jak

tryt, ^{63}Ni , ^{99}Tc , ^{238}Pu lub ^{147}Pm . Niskie energie są konieczne aby zapobiec powstawaniu promieniowania hamowania (*Bremsstrahlung*), gdyż jego obecność pociągałaby konieczność stosowania dodatkowych osłon biologicznych. Poza tym okres rozpadu stosowanych izotopów powinien być na tyle długi, aby taka *bateria atomowa* nie straciła w krótkim czasie swojej mocy.

Układy termojonowe charakteryzuje zwarta struktura i zazwyczaj niezbyt wielka moc (do około 20 miliwatów) oraz napięcia od ułamka do kilku woltów, typowe dla baterii. Baterie atomowe mogą wyprodukować dużo więcej energii niż baterie chemiczne i są w stanie pracować przez dziesiątki lat. Niestety, dużą niedogodnością jest niewielka sprawność (około 0,1 - 5%) i mała wydajność rzędu nano- lub mikrowatów na cm^2 , podczas gdy baterie konwencjonalne osiągają wydajność kilku W/cm^2 .

Nie oznacza to, że tego konwerterów termojonowych nie można wykorzystać do zasilania nawet statków kosmicznych czy satelitów. W USA realizowane są obecnie programy mające na celu stworzenie generatorów (reaktorów termojonowych) o mocy 120 kWe i czasie życia 10 000 – 20 000 godzin. Temperatura na powierzchni gorącego emitera osiąga 1800 K, co prowadzi do gwałtownego odparowywania elektronów. Temperatura zimnego kolektora to typowo 1000 K. W zasadzie mamy tu do czynienia z silnikiem elektrycznym, w którym elektrony tworzą jakby ciecz roboczą. Jednakże przenoszenie ciepła między emitерem i kolektorem, rozkład elektrycznego ładunku przestrzennego między elektrodami, a także straty energii powodują, że silnik taki nie jest dokładnie opisywany cyklem Carnota.

Pewną odmianą baterii atomowej jest *bateria betawoltaiczna*. W takiej baterii miejsce elektrody zbierającej zajmuje złącze p-n. Emiter promieniowania beta powoduje wytwarzanie w półprzewodniku par elektron-dziura, a gromadzenie się tych par wywołuje powstanie siły elektromotorycznej, podobnie jak w ogniwie fotowoltaicznym. Tego typu bateria, pracująca na trycie okazała się stosunkowo wydajna i może służyć jako źródło zasilania np. do rozruszników serca.

Oprócz napędu chemicznego wydaje się, że powinno korzystać się z baterii słonecznych, jako że energia ze Słońca jest najłatwiej dostępna. Tak jednak nie jest i nie w każdych warunkach można myśleć o korzystaniu z tej energii, szczególnie gdy znaczna część lotu przebiega w warunkach ciemności. W wypadku misji międzyplanetarnych należy mieć na uwadze, że wielkość potrzebnej energii zależy od tego, czy myślimy o starcie rakiety i jej sterowaniu, czy o zasilaniu systemów telekomunikacyjnych, ogrzewaniu lub chłodzeniu, czy też o badaniach prowadzonych na pokładzie. Do chwili obecnej napęd chemiczny jest wykorzystywany do startu rakiety. Jeśli potrzeba nam takiego napędu tylko przez kilka godzin, możemy korzystać z mocy do ok. 60 MW, jednak gdy misja trwa miesiąc, moc użyteczna obniża się do poziomu kilowata lub mniej. Moc wytwarzana przez baterie słoneczne, to 10 – 50 kW. Przy misjach dłuższych od kilku miesięcy musimy korzystać już z napędu jądrowego. Tam, gdzie wystarcza nam moc niższa od ok. 5 kW najpraktyczniejszymi okazują się napędy korzystające ze źródeł promieniotwórczych. Są więc one szczególnie użyteczne dla telekomunikacji oraz zasilania systemów pomiarowych. Tam, gdzie potrzebne są większe moce, nawet do 100 MW, reaktor jądrowy staje się niezbędnym.

16.2 Radioizotopowe generatory termoelektryczne i ich wykorzystanie

Generatory termoelektryczne zastosowano już w roku 1961 w statku międzyplanetarnym, a także w latach 1966 – 1995 w jednym z amerykańskich statków na wodach Alaski. Zdecydowanie najpopularniejszym jest zastosowanie RTG w charakterze źródła zasilania w statkach międzyplanetarnych podróżujących daleko od Słońca, gdzie baterie słoneczne nie mają zastosowania. Były więc stosowane w sondach Pioneer 10 i 11, Voyager 1 i 2, Galileo, Ulysses, Cassini (rys. 17.4) i New Horizons.



Rys. 17.4 Sprawdzanie poziomu promieniowania (mocy dawki) wokół radioizotopowego generatora termoelektrycznego dla sondy Cassini (zdjęcie z <http://wikipedia.com>)

Radioizotopowych generatorów termoelektrycznych używano także na satelitach amerykańskich Nimbus, Transit i Les.

Niezależnie od wykorzystania w sondach kosmicznych i satelitach, Związek Radziecki wykorzystywał układy RTG także w wielu bezobsługowych latarniach morskich. W tym wypadku korzystano z reguły ze źródła ^{90}Sr . Jednak brak dozoru stwarza wiele niebezpieczeństw, jak w szczególności możliwość kradzieży źródła, która dla nieświadomego złodzieja może stać się śmiertelnym zagrożeniem, a w najlepszym wypadku będzie stanowiła zagrożenie dla środowiska. Przykład takiego zniszczonego układu RTG przedstawia rys. 17.5.



Rys. 17.5 Niemal całkowicie zniszczony radioizotopowy generator termoelektryczny pracujący w oparciu o źródło ^{90}Sr (zdjęcie z <http://wikipedia.com>)

Słabe generatory pracujące w oparciu o ^{238}Pu były i są wciąż używane jako rozruszniki serca. Generatory te stanowią swoiste zagrożenie dla człowieka w wypadku postrzelenia go w pierś. Również w wypadku kremowania zwłok użytkownika rozrusznika, jeśli rozrusznik ten nie

został usunięty, wysoka temperatura może spowodować rozproszenie izotopu do atmosfery. Problem ten nie jest jednak bardzo istotny, gdyż z reguły izotop występuje tu w formie dwutlenku plutonu, który spiekał się w wyższych temperaturach niż używane do kremacji włók.

Z punktu widzenia długotrwałości użytkowania RTG należy zwrócić uwagę, że choć okres połowicznego zaniku ^{238}Pu jest długi (87,7 lat), w tym czasie jednak termopary przekształcające energię cieplną w elektryczną także ulegają degradacji. Termopary te są generalnie mało wydajne. Jak się ocenia, ich wydajność to 3 – 7%. Nic więc dziwnego, że podejmuje się próby zastąpienia termopar innymi rodzajami konwerterów o większej wydajności, co mogłoby automatycznie zmniejszyć ilość potrzebnego paliwa dla wyprodukowania tej samej energii.

Radioizotopowe generatory termoelektryczne niosą pewne zagrożenie dla środowiska, jeśli źródło izotopowe ulegnie rozszczelnieniu. Sprawa ta dotyczy nie tylko sytuacji na Ziemi, lecz także w powietrzu, gdyż jeśli np. tego rodzaju proces nastąpi podczas startu rakiety, skażeniu ulegnie atmosfera. Aby zapobiec takiej możliwości układy RTG w rakietach znajdują się w specjalnym pojemniku (kasku) ochronnym, a prawdopodobieństwo skażenia promieniotwórczego atmosfery w trakcie pierwszych kilku minut po starcie jest na poziomie 1:1000. Im dalej znajduje się sonda od Ziemi, tym tego typu zagrożenie jest mniejsze i w zasadzie staje się pomijalnie małe po wyjściu sondy z atmosfery ziemskiej.

W historii zanotowano około dziesięciu wypadków statków międzyplanetarnych korzystających z układów RTG, jednakże nie zanotowano żadnych poważniejszych szkód dla środowiska, związanych z uwolnieniem się plutonu.

17.3 Jądrowy napęd statków kosmicznych²

Wykorzystanie paliwa jądrowego w reaktorach jądrowych pozwala w trakcie długich misji na uzyskanie energii około miliard razy większej niż energia, którą można uzyskać w drodze reakcji równoważnej ilości reagentów chemicznych. Jak dotąd wymyślono dwa systemy napędu korzystające z energii jądrowej. Pierwszy z nich, o skrócie NTR (od ang. *Nuclear Thermal Rockets*), polega na podgrzaniu ciekłego wodoru, zgromadzonego w niskiej temperaturze. Gazowy wodór o temperaturze około 2500 stopni Celsjusza jest wyrzucany przez dyszę, dając w ten sposób napęd rakiecie. W drugim systemie, napędzie jądrowo-elektrycznym NEP (od ang. *Nuclear-Electric Propulsion*), przekształca się energię jądrową w elektryczną, a następnie używa się tej ostatniej do zasilania układu elektromagnetycznego przyspieszającego jony do wielkich prędkości. Jony te podczas przejścia przez neutralizator w dyszy wytwarzają strugę atomów elektrycznie obojętnych, która opuszczając raketę daje jej potrzebną siłę ciągu. Napęd tego rodzaju był wielokrotnie używany szczególnie w radzieckich misjach orbitalnych.

Z całą pewnością, zwłaszcza w długotrwałych misjach orbitalnych, napęd jądrowy ma przewagę nad chemicznym. Jest on również niezależny od odległości od Słońca i orientacji rakiety względem Słońca. W porównaniu z wykorzystaniem energii słonecznej zabiera w oczywisty sposób mniej miejsca: wytworzenie mocy 10 MW wymagałoby paneli

² wg opisu w <http://www.astrodigital.org/space/nuclear.html>

słonecznych o powierzchni 68000 m² w odległości planety Mars i 760000 m² w odległości Jowisza, co czyni ten typ zasilania po prostu niepraktycznym.

Podstawowym dla raket równaniem jest

$$\Delta v = v_{ex} \ln\left(\frac{M_0}{M_k}\right), \quad (17.1)$$

gdzie Δv oznacza równoważną zmianę prędkości rakiety potrzebną przy danym przeznaczeniu (misji) rakiety, czasie trwania jej lotu, trajektorii, pola grawitacyjnego i wybranego sposobu powstawania odrzutu. Typowe wartości Δv dla wyrzucenia rakiety na orbitę bliską Ziemi, to 10 km/s. W równaniu (17.1) v_{ex} jest prędkością wyrzucanych gazów, a M_0 i M_k oznaczają początkową i końcową masę rakiety. W oczywisty sposób masa paliwa:

$$M_p = M_0 - M_k \quad (17.2)$$

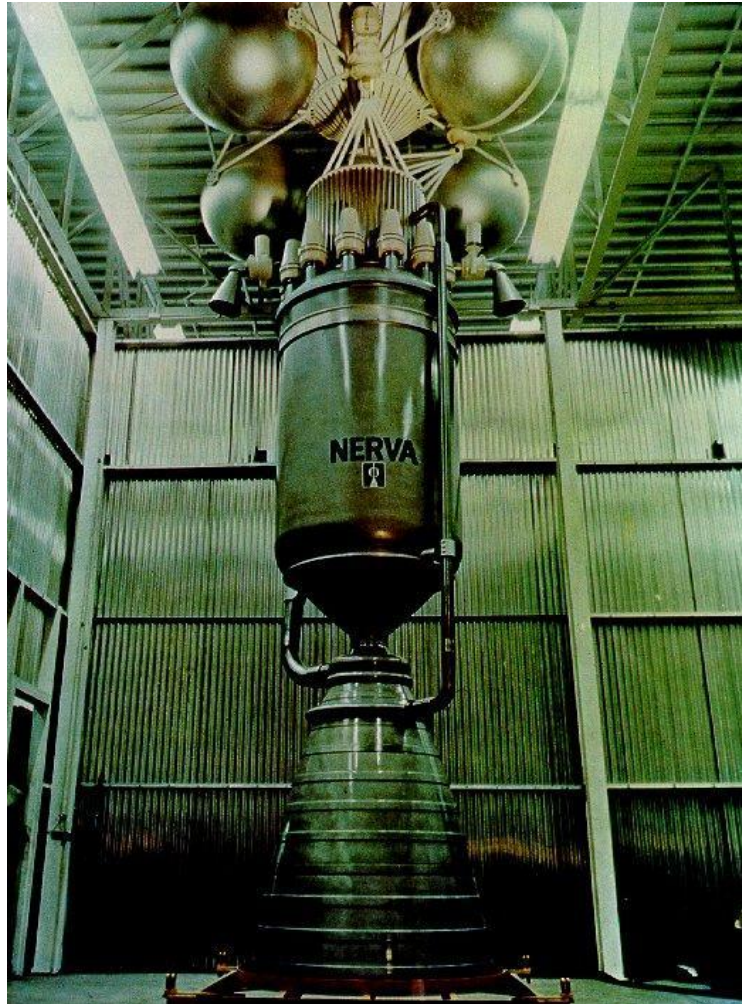
Im większa będzie prędkość wyrzucanych gazów, v_{ex} , tym rakietę będzie potrzebowała zabrać mniej materiału napędowego. Porównując napęd jądrowy z napędem chemicznym należy brać pod uwagę działanie rakiety lub statku kosmicznego. Podobnie, jak w wypadku samochodów, kiedy to interesujemy się zużyciem paliwa na 100 km, w wypadku raket pytamy się o wartość tzw. pędu właściwego (I_{sp}). Wielkość ta zdefiniowana jest jako stosunek siły ciągu F do tempa zużywania paliwa napędowego (tempa utraty ciężaru rakiety):

$$I_{sp} = \frac{F}{[(dm/dt)g]} = \frac{v_{ex}}{g} \quad (17.3)$$

gdzie wartość przyspieszenia ziemskiego $g = 9,81 \text{ m/s}^2$. Przy tej definicji interpretacja pędu właściwego jest następująca: gdy wynosi on dla danej rakiety np. 500 s, prędkość odrzutu wynosi 4905 m/s, a silnik rakiety wytwarza siłę ciągu $F = 4905 \text{ N}$ na każdy kilogram paliwa zużywanego w trakcie jednej sekundy. By zminimalizować wymagania co do ilości paliwa, potrzebna jest więc stosunkowo duża wartość pędu właściwego: im większy pęd właściwy, tym przy danej sile ciągu mniejsze jest tempo zużycia paliwa, a więc potrzeba tego paliwa mniej. W istocie rzeczy wartość pędu właściwego jest odpowiednikiem tego, co w automobilizmie nazywamy przebiegiem samochodu na 1 litr paliwa. Moc potrzebna do wytworzenia odpowiedniej siły ciągu jest proporcjonalna do kwadratu pędu właściwego.

W raketach o napędzie chemicznym następuje reakcja wodoru z tlenem, w wyniku której gazy wylotowe (para i resztki gazowego wodoru) osiągają temperaturę rzędu 3000 – 4000 K. Wylot tych gazów zostaje przyspieszony w odpowiedniej dyszy termodynamicznej, przekształcającej energię termiczną w energię kinetyczną, powoduje w konsekwencji odrzut rakiety. Przy takim napędzie, źródło ciepła i gazy odlotowe są jednym i tym samym. Ze względu na zarówno źródło energii wyzwalanej podczas spalania, jak i skończoną masę cząsteczkową gazów odlotowych, prędkość v_{ex} ma naturalne ograniczenie, a maksymalna wartość I_{sp} wynosi 400-500 s. Dla $\Delta v = 10 \text{ km/s}$ i $I_{sp} = 450 \text{ s}$, stosunek mas początkowej do końcowej wynosi – zgodnie ze wzorami (17.1) i (17.3) - 9,63. Biorąc pod uwagę, że początkowa masa rakiety, to głównie masa paliwa widać, że taki stosunek mas oznacza niebagatelne trudności konstrukcyjne, gdyż materiał rakiety musi być nadzwyczaj wytrzymały. Z tego względu większość raket wysyłanych na orbity ziemskie jest raketami wieloczołowymi: masa najniższego członu jest odrzucana w chwili wyczerpania się paliwa.

Chociaż pęd właściwy rakiety z napędem chemicznym jest względnie niski, rakiety te charakteryzuje stosunkowo wysoka wartość innego ważnego parametru jakim jest stosunek siły ciągu do ciężaru (F/W). W oczywisty sposób siła odrzutu musi przewyższać całkowity ciężar rakiety z jej silnikami i materiałem napędowym. Aby przewyżżyć pole grawitacyjne Ziemi, stosunek ten powinien wynosić 50-75.



Rys. 17.6 Silnik NERVA. W górze widać zbiorniki paliwa, w części środkowej – reaktor, a u dołu – dyszę na gazy wylotowe

W układzie z jądrowym napędem – myślimy tu o wykorzystaniu pokładowego reaktora jądrowego - źródło energii (reakcja rozszczepienia) i paliwo (np. wodór) są od siebie niezależne. Jak wiemy, gęstość energii w reaktorze jądrowym jest ogromna (dla uzyskania energii 1 MW-dzień wystarczy rozszczepienie 1 g uranu), a uzyskiwana energia może podgrzewać gaz o małej masie cząsteczkowej (np. wodór). Gaz ten jest wyrzucany przez dyszę termodynamiczną w identyczny sposób, jak w rakietach z napędem chemicznym. Właśnie w taki sposób działa rakietka oparta o system NTR, który pozwala na osiągnięcie – w zależności od rodzaju rdzenia reaktora jądrowego - wartości $I_{sp} = 1000 - 6000$ s. Ilość paliwa (wodoru) może być zatem silnie zredukowana, jednak należy pamiętać, że do ciężaru rakiety swój wkład wnoszą ciężar samego reaktora. W latach 60-tych XX wprowadzono

w USA program NERVA – silnika do pojazdów międzykontynentalnych, opartego o reaktor grzejący gazy odlotowe (wodór). Projekt ten, NERVA, rys. 17.6, został zakończony w 1972 r. i nie zakończył się sukcesem.

Energia jądrowa z reaktora może być przekształcona dzięki odpowiedniemu konwerterowi (termoelektrycznemu lub termojonowemu) na energię elektryczną, ta zaś może być wykorzystana do wywoływania odpowiednich reakcji w materiałach napędowych dzięki wykorzystaniu różnych mechanizmów elektrycznych (np. tworzenia jonów, plazmy itp.). W ten sposób działają systemy NEP. Ponieważ konwertery termoelektryczne i termojonowe charakteryzują się stosunkowo niską wydajnością, do wytwarzania energii elektrycznej można wykorzystać także cykle termodynamiczne z udziałem odpowiedniej cieczy roboczej (ciekły metal) lub gazu roboczego. Jedną z trudności technicznych systemu NEP jest konieczność odprowadzania ciepła na zewnątrz, gdyż w przeciwieństwie do reaktorów działających na Ziemi reaktory pokładowe nie mają w swoim pobliżu zbiorników wodnych, ani chłodni kominowych.

Systemy NEP charakteryzują się – w porównaniu z NTR –znacznie większymi wartościami I_{sp} , dają jednak znacznie obniżony stosunek F/W, co wynika choćby ze zwiększonej masy rakiety (ciężaru reaktora, układu wyprowadzającego ciepło na zewnątrz), a także niższych ciśnień gazów wylotowych. Z tego względu NEP nie jest dobrym systemem, jeśli dla celów misji międzyplanetarnej potrzeba dużych przyspieszeń. Jest on jednak szczególnie dobry w długoczasowych misjach cargo do odległych planet, jako że może pracować przez znacznie dłuższy czas niż układy chemiczne czy NTR.

17.4 Napęd jądrowy okrętów i samolotów

Wykorzystywanie energii jądrowej do napędów łodzi podwodnych i samolotów było rozpatrywane niemal od początku historii tej energii. Niebezpieczeństwa związane z wykorzystaniem energii jądrowej na pokładzie samolotów nie pozwoliły jednak na rzeczywisty rozwój tej idei ani w cywilnym lotnictwie, ani w wojskowym, choć, jak widzieliśmy, została ona z sukcesem rozwinięta i wciąż jest rozwijana do napędzania statków kosmicznych. Energia jądrowa jest także wykorzystywana z wielkim sukcesem do napędów okrętów wojskowych i cywilnych. Pierwsza amerykańska łódź podwodna o napędzie atomowym, "Nautilus", której konstrukcję rozpoczęto w 1946 roku, a którą spuszczone na wodę w roku 1954, była pierwszym okrętem, który dotarł 23 lipca 1958 do Bieguna Północnego pod powłoką lodową Arktyki. Lodołamacz o napędzie atomowym, "Arktyka", zbudowany w Związku Radzieckim, był z kolei pierwszym statkiem, który dopłynął do Bieguna Północnego w dniu 17 sierpnia 1977 r. Stany Zjednoczone budowały też lotniskowce o napędzie atomowym. Pierwszy z nich, "USS Enterprise", został zwodowany w roku 1960. Pierwszy transportowiec zaś, "NS Savannah" został zwodowany w USA w roku 1959. Japonia zwodowała swój pierwszy statek handlowy "Mutsu" w roku 1962. Na rys. 17.7 przedstawiony jest³ lotniskowiec „USS Dwight Eisenhower”.

Reaktory wykorzystywane na morzu są reaktorami typu PWR. Łodzie podwodne oraz statki z napędami atomowymi są wyposażone czasem w dwa reaktory - muszą mieć one zatem możliwie małe rozmiary. W początkowej fazie rozwoju wzbogacenie wykorzystywanego

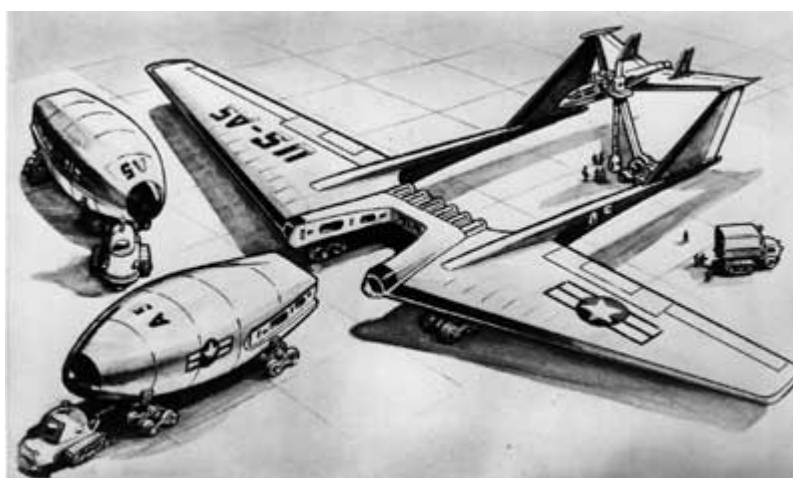
³ <http://www.radiationworks.com/nuclearships.htm>

w nich uranu przekraczało 90%. Obecnie jednak wzbogacenie w rdzeniach reaktorów amerykańskich zmniejszyło się do około 20-25%, a w rosyjskich do około 50%.



Rys. 17.7 Lotniskowiec „USS Dwight Eisenhower” o napędzie atomowym

Należy zwrócić uwagę na fakt, iż reaktory przystosowane do pracy na statkach i łodziach podwodnych muszą spełniać bez porównania wyższe normy bezpieczeństwa niż reaktory pracujące dla energetyki jądrowej. Reaktor przeznaczony do pracy na morzu musi być odporny na kołysanie, musi mieć łatwo regulowaną moc, którą można w każdej chwili zmienić, musi być bardziej odporny na wszelkiego rodzaju szoki mechaniczne. Niezależnie musi wytrzymać długookresową pracę na morzu bez konieczności wymiany paliwa. Z oczywistych względów gabaryty reaktora używanego na morzu muszą być ograniczone. Na łodziach podwodnych wysokość reaktora na ogół nie może przekraczać ok. 8 m, na statkach jest też niewiele większa. To wszystko stwarza konieczność narzucania na reaktor wysokich norm jakościowych, a więc też i podniesienie kosztu tego typu reaktora. Reaktory na łodziach są oddzielone masywnymi przegrodami metalowymi od załogi, aby maksymalnie zredukować jej kontakt z promieniowaniem jonizującym. Oddzielny problem stanowi promieniowanie zaaktywowanych elementów konstrukcyjnych nawet po wyłączeniu już statku czy łodzi podwodnej z użytkowania i zdemontowania rdzenia reaktora (tu postępowanie z wypalonym paliwem jest identyczne z opisywanym przez nas wcześniej). W zasadzie cały taki statek stanowi odpad promieniotwórczy, wymagający odpowiedniego ostatecznego składowiska.



Rys. 17.8 Projekt samolotu z napędem jądrowym

Na rys. 17.8 przedstawiamy⁴ projekt samolotu z napędem jądrowym. Piloci w tym projekcie mieli znajdować się w ogonie samolotu w kabinie, która w razie konieczności oddzielałaby się od reszty. Podstawową trudnością w konstrukcji samolotu o napędzie jądrowym jest jego zwiększony ciężar (masa reaktora wraz z jego osłoną biologiczną) oraz wymagania wytrzymałościowe, jako że masa samolotu lądującego jest w zasadzie identyczna z masą na starcie (nie tak, jak w konwencjonalnych samolotach, w których w trakcie lotu wypalane jest paliwo i całkowita masa samolotu ulega zmniejszeniu). Warto też zauważyć, że dla wzbicia się samolotu w powietrze, jak i dla jego lądowania potrzebne jest i tak konwencjonalne paliwo, gdyż reaktor należy uruchamiać dopiero wysoko nad Ziemią, gdy działanie promieniowania nie może zagrozić jej mieszkańcom. Innym naturalnym problemem była kwestia zapobiegania przedostawania się do atmosfery materiałów promieniotwórczych, nie mówiąc już o możliwych konsekwencjach rozbicia się samolotu. Jak zwykle, rozwiązaniem technicznych problemów byli najbardziej zainteresowani wojskowi, gdyż perspektywa zbudowania bombowca o dużym zasięgu była dla nich niezwykle nęcąca. Opisane wyżej trudności spowodowały jednak, że zarówno w USA, jak i Związku Radzieckim nie powstały użyteczne samoloty o napędzie jądrowym⁵.

Wśród pomysłów związanych z wykorzystaniem energii jądrowej były i takie, które zmierzały do stworzenia napędów jądrowych w samochodach osobowych. Podobnie, jak w wypadku samolotów, tak i tu projekty te okazały się mało realne. Promieniowanie wytwarzane przez reaktor byłoby szkodliwe już nie tylko dla pasażerów samochodu, ale nawet dla ludzi przechodzących w pobliżu. Aby nie narażać szofera i pasażerów na promieniowanie neutronowe należałoby reaktor otoczyć masywną osłoną biologiczną o dużych rozmiarach - konstrukcja, która słabo przystaje do naszego wyobrażenia o samochodach osobowych. Nawet gdyby się nam udało zbudować bezpieczny samochód, który korzystałby np. z wydajnych konwerterów termoelektrycznych, mielibyśmy problem ze zużytymi źródłami promieniotwórczymi oraz z ewentualnym rozproszeniem materiałów promieniotwórczych w wyniku kolizji takiego samochodu z innym samochodem lub przeszkodą.

⁴ za <http://www.radiationworks.com/flyingreactor.htm>

⁵ Sporo informacji o charakterze historycznym, a także popularno-naukowym, można znaleźć w monografii G. Jezierski, *Energia jądrowa wczoraj i dziś*, Wyd. Naukowo-Techniczne, Warszawa (2005)