

JĄDROWY NAPĘD STATKÓW POWIETRZNYCH – IDEA, KTÓREJ CZAS NIGDY NIE POWRÓCI?

ALEKSANDRA KOŁODZIEJSKA

Szkoła Doktorska Wojskowej Akademii Technicznej, Warszawa
e-mail: aleksandra.kolodziejska@wat.edu.pl

ADAM KOZAKIEWICZ

Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Mechatroniki Uzbrojenia i Lotnictwa, Warszawa
e-mail: adam.kozakiewicz@wat.edu.pl

KRZYSZTOF SIBILSKI

Instytut Techniczny Wojsk Lornicznych, Warszawa
e-mail: krzysztof.sibilski@itwl.pl

W artykule przedstawiono przegląd prac prowadzonych w XX wieku ukierunkowanych na badanie możliwości wykorzystania reaktora jądrowego do napędu samolotów lub manewrujących pocisków. Przedstawione zostały możliwe rozwiązania jądrowego silnika odrzutowego: cykl bezpośredni (w którym płyn przepływa przez rdzeń reaktora) i cykl pośredni (płyn przepływa przez wymiennik ciepła). Biorąc pod uwagę problemy ochrony przed promieniowaniem, jedynym realistycznym rozwiązaniem wydaje się zastosowanie obiegu pośredniego, w którym transfer energii powinien odbywać się przez wymiennik ciepła, który musi pracować z bardzo dużą prędkością środka chłodzącego. Wymiennik ciepła zastępuje w tym przypadku klasyczną komorę spalania. Przedstawiono analizę obiegu termodynamicznego takiego silnika oraz przegląd prowadzonych prac nad budową jądrowego silnika odrzutowego, koncentrując się na badaniach osiągow lotniczego reaktora jądrowego, wymiennika ciepła i samego silnika odrzutowego. Przedstawiono także współczesne perspektywy powrotu do idei silników jądrowych, zarówno w zastosowaniach cywilnych jak też militarnych.

1. Wstęp

Kilka lat temu, 9 sierpnia 2019 roku media doniosły o skażeniu radiacyjnym na poligonie Nyonoksa położonym w pobliżu położonego na północy Rosji, w obwodzie Archangielskim miasta Sewierodwińsk. Skażenie zostało spowodowane katastrofą napędzanego odrzutowym silnikiem jądrowym pocisku manewrującego 9M730 Buriewiestnik (pol. Burzyk). Ponowne pojawienie się statku powietrznego z napędem jądrowym skłoniło nas do zainteresowania się koncepcją rozwoju tego rodzaju napędów, ich problemami technicznymi i środowiskowymi oraz perspektywami rozwoju lotniczych silników jądrowych.

W artykule przedstawiono możliwość wykorzystania reaktora jądrowego do napędu statków powietrznych (zarówno załogowych jak też i bezzałogowych). Przeanalizowano rozwiązania techniczne jądrowych silników odrzutowych. Wskazano na problemy środowiskowe związane z lotniczymi napędami jądrowymi oraz zasygnalizowano perspektywy rozwoju tego typu napędów w lotnictwie wojskowym, manewrujących pociskach dalekiego zasięgu, a także w lotnictwie cywilnym.

2. Geneza technologii nuklearnych w lotnictwie

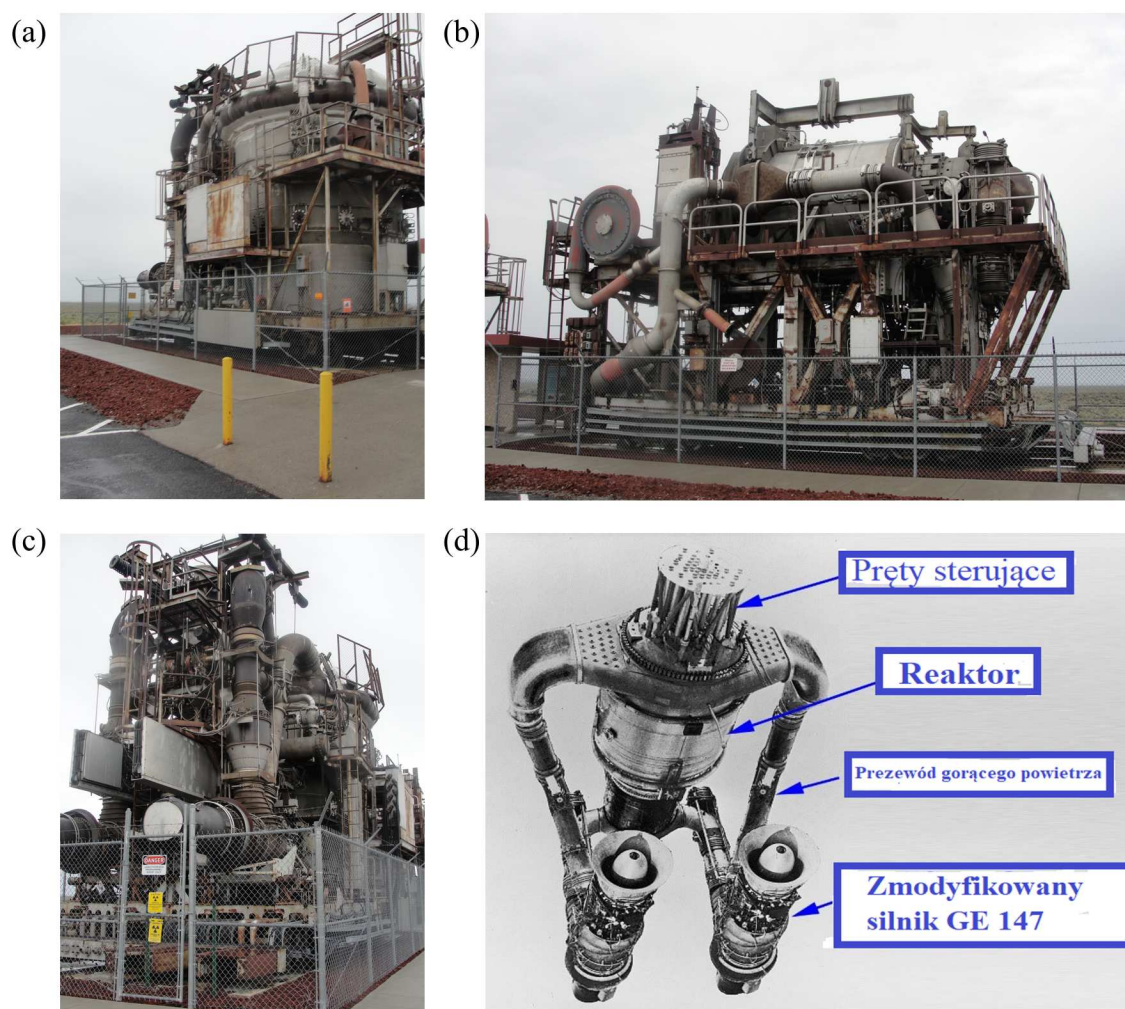
Idea zastosowania napędów nuklearnych zyskała na popularności w późnych latach 40. XX wieku, a zatem u zarania tzw. zimnej wojny. Wielkie mocarstwa pragnęły pokazać swoją potęgę i sprawić, że osiągną militarną przewagę strategiczną nad przeciwnikiem.

Fascynacja potencjałem energii jądrowej, która może oferować praktycznie nieograniczone (w porównaniu z tradycyjnymi paliwami) źródło zasilania napędów różnorodnych obiektów ruchomych spowodowała, że Siły Powietrzne Stanów Zjednoczonych uruchomiły w 1944 roku program badawczy mający na celu rozpoznanie możliwości technicznych budowy strategicznego samolotu bombowego napędzanego silnikiem zasilanym z reaktora jądrowego. Pomysł wykorzystania energii jądrowej do napędzania okrętów, samolotów, a także innych pojazdów lądowych sięga 1942 roku, kiedy Enrico Fermi, jeden z ojców bomby atomowej, omówił ten pomysł z członkami Projektu Manhattan. Przez pierwsze dwa lata inżynierowie i naukowcy prowadzili dyskusje dotyczące wpływu promieniowania jądrowego na osiągi samolotu, awionikę, materiały konstrukcyjne silnika i płatowca oraz, co najważniejsze, wpływu tego promieniowania na załogę samolotu. Jak już wspomniano, w 1944 r. Siły Powietrzne Stanów Zjednoczonych uruchomiły finansowanie programu studyjnego budowy samolotu z napędem jądrowym, a w 1947 roku zostały uruchomione znaczne środki finansowe na program budowy jądrowego napędu samolotów. Alokacja kwoty dziesięciu milionów dolarów pozwoliła na znaczące przyspieszenie prac badawczo-rozwojowych. W latach 1948-1951 prowadzono szeroko zakrojone badania nad technologiami reaktorów jądrowych oraz systematów przenoszenia energii z reaktora do silnika lotniczego. Prowadzono także prace nad projektami wstępnymi samolotów o napędzie jądrowym. W efekcie tych prac zaproponowano szereg rozwiązań reaktorów współpracujących z silnikami samolotów. Opracowano także koncepcję chemiczno-jądrowego napędu kombinowanego oraz zaproponowano sposoby transferu energii z reaktora jądrowego do silnika lotniczego [1]-[3].

Środki finansowe asygnowane przez Siły Powietrzne Stanów Zjednoczonych pozwoliły na uruchomienie projektu NEPA (Nuclear Energy for Propulsion of Aircraft). Na podstawie przeprowadzonych badań studyjnych wyszczególniono szereg zagadnień, których rozwiązanie stanowiło kamienie milowe budowy samolotu napędzanego silnikiem jądrowym. Jednym z problemów były sposoby ekranowania promieniowania. Tego typu ekrany mają bardzo dużą masę, dlatego też należało podjąć próbę zmniejszenia ciężaru ekranu antyradiacyjnego chroniącego załogę oraz inne istotne podsystemy samolotu przed oddziaływaniem silnego promieniowania powstałego podczas reakcji rozszczepienia jąder uranu. Ważnym aspektem prac był również dobór materiałów konstrukcyjnych, które mogłyby pracować w warunkach wysokiej temperatury oraz znaczącej radiacji. Istotnym zagadnieniem były także analizy skutków katastrofy lub awarii samolotu z pracującym na jego pokładzie reaktorem jądrowym. Skutki skażenia środowiska oraz ludności stanowią znaczące niebezpieczeństwo, więc nie było przyzwolenia, by samolot mógł ulec wypadkowi lub awarii. Istniały także istotne względy prawne, przez które budowa napędu jądrowego samolotu stawała się problematyczna. Między innymi taki samolot mógłby nie dostać pozwolenia na wlot w przestrzeń powietrzną innych państw, a więc miałby ograniczoną mobilność operowania. Napęd nuklearny stawia również szereg innych wymagań, dotyczących na przykład paliwa jądrowego. Stosowane w reaktorach samolotów uranowe pręty paliwowe muszą być bardziej wzbogacone w porównaniu do prętów stosowanych w reaktorach siłowni stacjonarnych, co było związane z koniecznością przeprowadzenia złożonych reakcji chemicznych rozdzielania oraz wzbogacania izotopów uranu. Ponadto do zapewnienia wysokiej sprawności napędu wymagana była bardzo wysoka temperatura, co z kolei wiązało się z koniecznością spowolnienia neutronów termicznych. Napędy jądrowe implikują także istotne zmiany infrastruktury lotniskowej, choćby ze względu na to, że masa samolotu gotowego do startu jest taka sama jak masa samolotu do lądowania, ze względu na brak spalania dużych ilości tradycyjnego paliwa lotniczego. Zatem konieczne byłoby wydłużenie pasów startowych, a także, ze względu na promieniowanie, niezbędne

byłoby wprowadzenie stref zakazanych na lotnisku. Mimo pojawiających się wątpliwości, zapadła decyzja o kontynuacji programu NEPA.

W latach 1949-1951, w ramach programu NEPA przeprowadzono szereg badań oznaczonych jako Heat Transfer Reactor Experiment (HTRE), Eksperyment Wymiany Ciepła Reaktora. W ramach HTRE zaprojektowano, zbudowano i przebadano trzy typy reaktorów jądrowych: HTRE-1, HTRE-2 i HTRE-3 (rys. 1). Celem badań było wybranie konfiguracji zapewniającej najefektywniejsze przekazywanie energii z reaktora do silnika odrzutowego. Program HTRE wykazał wykonalność koncepcji jądrowego napędu samolotu. Najlepszym rozwiązaniem okazał się reaktor HTRE-3. W tym reaktorze powietrze służące do chłodzenia reaktora przechodziło bezpośrednio przez jego rdzeń. Przegrzane w rdzeniu reaktora powietrze było kierowane do sekcji turbiny silnika, a ostatecznie do dyszy wylotowej turbinowego silnika odrzutowego.



Rys. 1. Urządzenia badawcze HTR znajdujące się na terenie muzeum reaktora EBR-1 znajdującego się w stanie Idaho (USA): (a) reaktor HTRE-1, (b) reaktor HTRE-2, (c) reaktor HTRE-3, (d) jądrowy napęd lotniczy bazujący na reaktorze HTRE-3

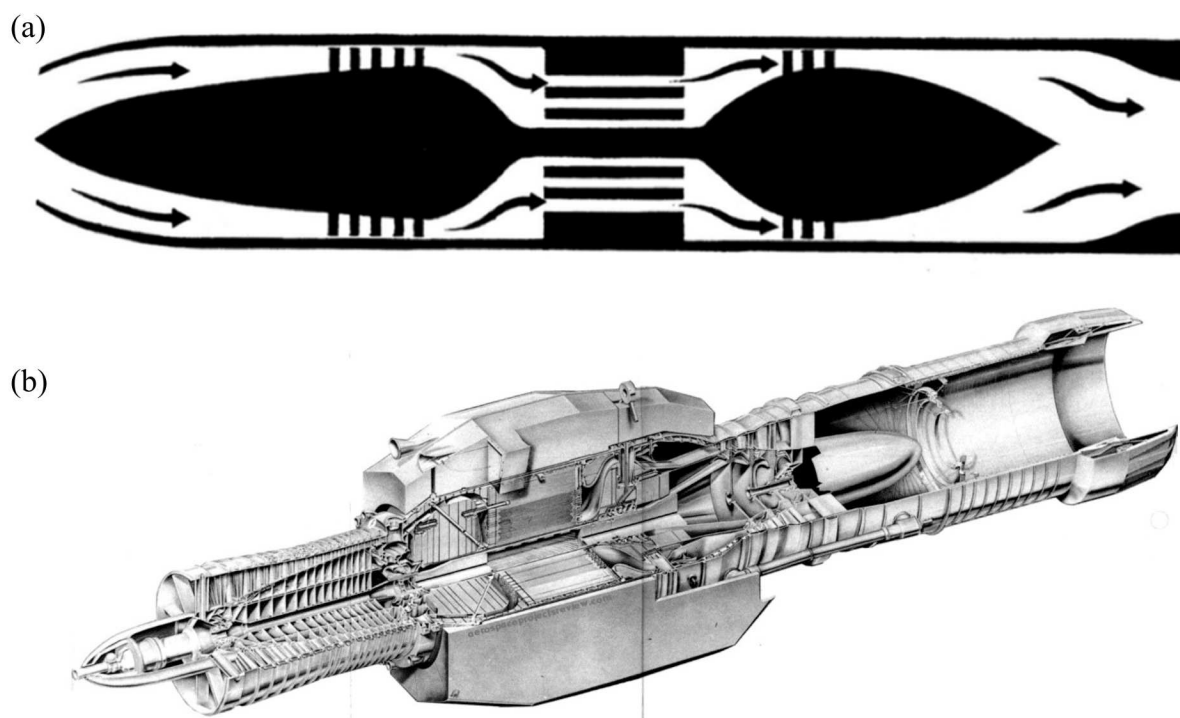
3. Rodzaje lotniczych napędów jądrowych

W efekcie przeprowadzonych w ramach programu NEPA badań i analiz opracowano dwie koncepcje jądrowych silników lotniczych. Były to: układ z cyklem bezpośrednim oraz układ z cyklem pośrednim. W cyklu bezpośrednim rdzeń reaktora był chłodzony bezpośrednio powietrzem zza sprężarki turbinowego silnika odrzutowego. Powietrze po przegrzaniu w rdzeniu

reaktora napędzało turbinę i po przejściu przez dyszę wytwarzało ciąg. Układ bezpośredni znacząco upraszczał konstrukcję silnika. Problemem była radioaktywność powietrza opuszczającego silnik. Natomiast w cyklu pośrednim reaktor był chłodzony np. ciekłym metalem, a powietrze było nagrzewane w wymienniku ciepła.

3.1. Układ lotniczego silnika jądrowego z cyklem bezpośrednim

W układzie silnika z cyklem bezpośrednim powietrze dostaje się do silnika przez sprężarkę silnika turbodoładowego, a następnie ze sprężarki przechodzi do komory wlotowej, która kieruje powietrze do rdzenia reaktora. Reaktor spełnia rolę tradycyjnej komory spalania (4 zdjęcie na rys. 1 oraz rys. 2)). Taka konfiguracja współpracy reaktora z silnikiem odrzutowym umożliwiła uruchomienie silnika na zasilaniu chemicznym (z wykorzystaniem tradycyjnej komory spalania). Następnie, gdy rdzeń reaktora osiągnie optymalną temperaturę roboczą, strumień powietrza zostaje skierowany do rdzenia reaktora. Podgrzane w rdzeniu reaktora powietrze napędza turbinę, i wylatuje przez dyszę, wytwarzając ciąg.



Rys. 2. (a) Schemat jądrowego turbinowego silnika odrzutowego z cyklem bezpośrednim, (b) przekrój jądrowego silnika turbodoładowego XNJ-140E przedstawiający sprężarkę osiową, rdzeń centralny i zespół turbiny napędowej [5]

Koncepcja jądrowego turbinowego silnika odrzutowego polega na wykorzystaniu przegrzanego w reaktorze powietrza, zamiast gazów powstałych w wyniku spalania paliwa w komorze spalania. Przegrzane w rdzeniu reaktora jądrowego powietrze napędza turbinę i wylatując przez dyszę silnika, daje ciąg. Inaczej mówiąc, komora spalania zastąpiona jest reaktorem jądrowym, który ogrzewa napływające powietrze. Tak ogrzane powietrze wytwarza energię, która napędza turbinę i daje ciąg [4]-[6].

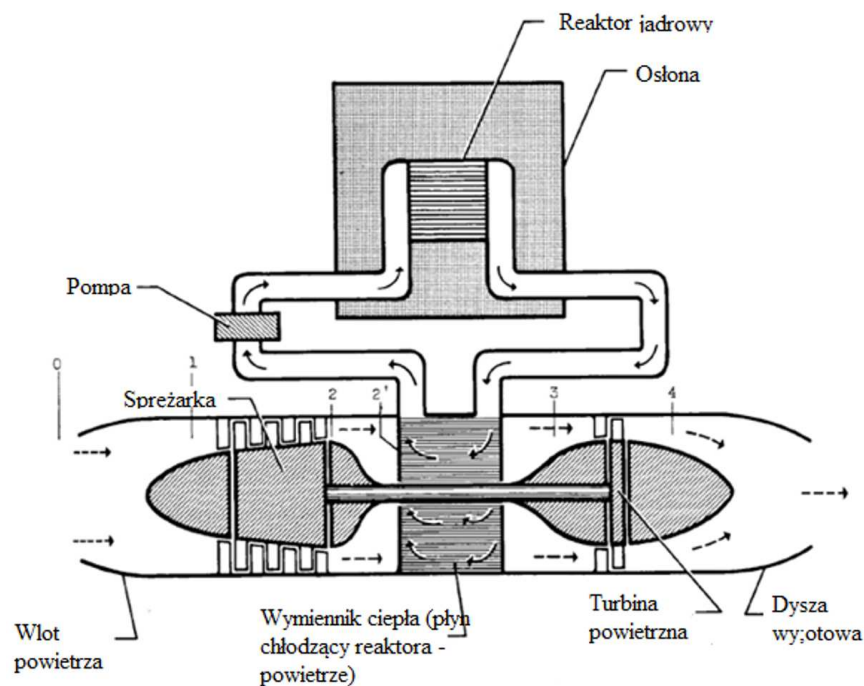
W latach 1951-1961 prowadzono prace nad trzema typami silnika z reaktorem chłodzonym w cyklu bezpośrednim: jądrowego silnika turbodoładowego (rys. 2), silników strumieniowych oraz raketowych [6]-[8]. Prace zakończyły się w roku 1961 po decyzji prezydenta J.F. Kennedy'ego kasującej wszystkie programy badawczo-rozwojowe lotniczych napędów jądrowych.

Na rys. 2b przedstawiony jest zaprojektowany przez firmę General Electric silnik XNJ-140. Silnik ten został zaprojektowany w roku 1960, w końcowej fazie realizacji programu budowy samolotu napędzanego silnikiem jądrowym (zakończono w roku 1961). Silnik ten miał spełniać wymagania Departamentu Obrony USA. Projekt powstał na bazie turbinowego silnika odrzutowego X211. Silnik miał współpracować z reaktorem jądrowym z tlenkiem berylu jako moderatorem, co stanowiło zmianę w stosunku do wcześniejszego rozwiązania XMA-1, w którym jeden reaktor zasilał dwa silniki turboodrzutowe X211. Silnik XNJ140E miał być poddany próbom na hamowni w grudniu 1962 r., Próby w locie miały rozpocząć się w roku 1965 po zabudowaniu tego silnika na samolocie Convair NX-2

3.2. Układ lotniczego silnika jądrowego z cyklem pośrednim

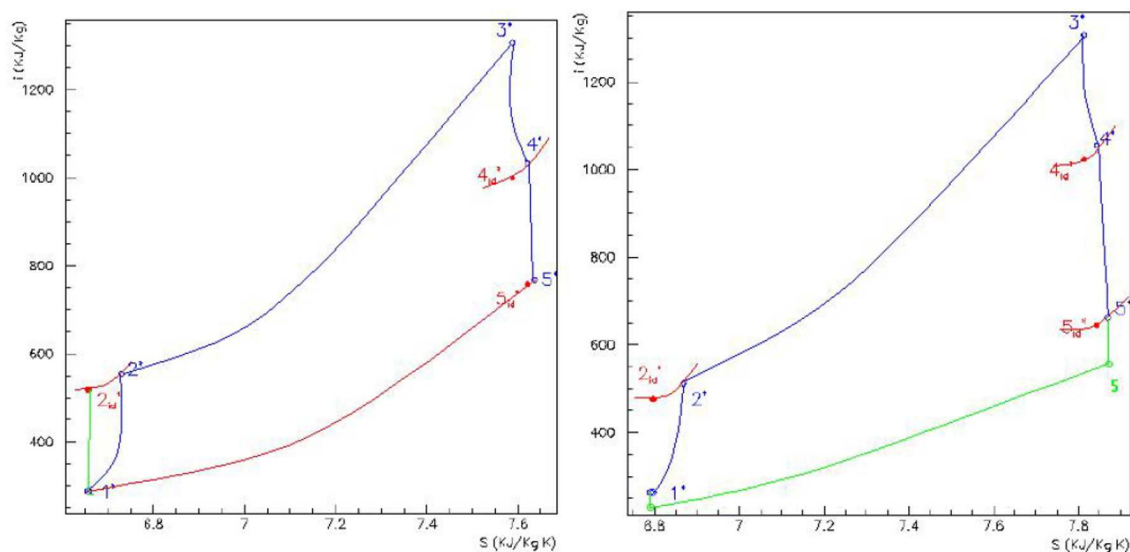
W jądrowym silniku lotniczym z cyklem pośrednim reaktor jest chłodzony w obiegu zamkniętym (często ciekłym metalem, np. sodem). Reaktory chłodzone metalem nie muszą być utrzymywane pod ciśnieniem, co jest ich zaletą w zastosowaniach lotniczych [4]. Reaktor HTRE-1 wykorzystywał paliwo uranowe, a chłodziwem była eutektyka sodu i potasu. Reaktor chłodzony metalem jest korzystnym rozwiązaniem ze względu na transfer ciepła oraz ze względu na mniejsze rozmiary reaktora i mniejszą radioaktywność. Problemem może być bardziej złożona konstrukcja.

Na rysunku 3 przedstawiony został schemat silnika lotniczego z cyklem pośrednim. W silnikach tego typu problemem jest konstrukcja wymiennika ciepła, ze względu na bardzo dużą prędkość czynnika odbierającego ciepło z wymiennika, czyli przepływającego przez wymiennik powietrza).



Rys. 3. Koncepcja silnika nuklearnego w cyklu pośrednim [6]

Ciekawą analizę termodynamiczną jądrowego silnika odrzutowego przedstawiono w pracy [9]. Jednym z wyników przeprowadzonych w tej pracy obliczeń są przedstawione rys. 4 obiegi termodynamiczne silnika dla dwóch wysokości lotu.



Rys. 4. Obieg termodynamiczny jądrowego silnika odrzutowego z lewej na wysokości morza, z prawej na wysokości 10 000 m, prędkość lotu 280 m/s [9]

3.3. Silniki jądrowe pocisków manewrujących i rakiet

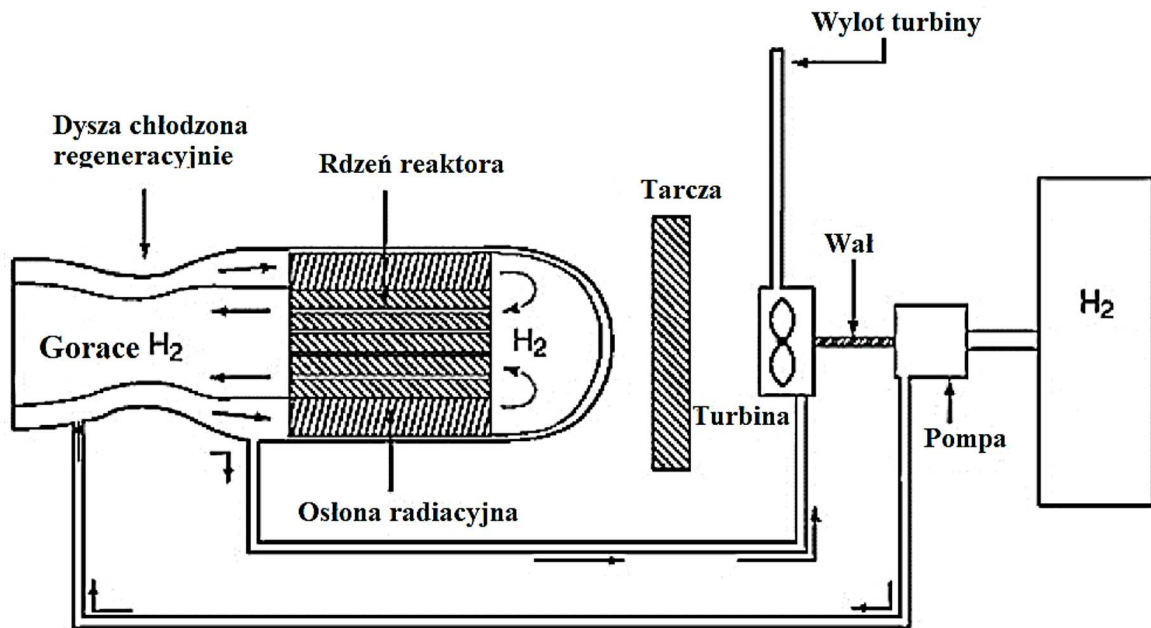
W latach pięćdziesiątych ubiegłego wieku pojawiły się w USA koncepcje projektowe i programy rozwojowe napędów kosmicznych rakiet nuklearnych oraz nuklearnych systemów strumieniowych przeznaczonych do napędu strategicznych pocisków manewrujących. W obu systemach reaktor jądrowy był źródłem energii zastępującym komorę spalania. Wysoka temperatura wytwarzana przez rdzeń reaktora jądrowego była wykorzystywana do zapewnienia ciągu, w miejsce energii powstałej w wyniku spalania chemicznych paliw. Rakieta nuklearna była i nadal jest brana pod uwagę w misjach kosmicznych, w tym w misjach takich jak załogowy lot na Marsa, podczas gdy bodźcem dla nuklearnego silnika przepływowego była jego potencjalna wydajność zapewniająca globalny zasięg lecącego na małej wysokości (rzędu 100-200 m) pocisku manewrującego o naddźwiękowej, a nawet hipersonicznej prędkości lotu. Lot z dużą prędkością na małej wysokości sprawiał, że pocisk był praktycznie niewykrywalny [8].

Główną ideą wykorzystania energii jądrowej jest przechwytywanie ciepła wytworzonego w wyniku reakcji jądrowej i dalsze przetwarzanie ciepła na inne użyteczne formy energii. Należy podkreślić, że reakcje jądrowe mogą generować znacznie więcej energii niż konwencjonalne paliwa chemiczne. I tak na przykład, jeden kilogram paliwa jądrowego użytego w reaktorze jądrowym silnika lotniczego może generować ponad miliard razy więcej energii niż spalany w komorze spalania turbinowego silnika odrzutowego jeden kilogram paliwa lotniczego. Reakcja jądrowa jest podtrzymywana i sterowana za pomocą moderatorów i prętów sterujących, dzięki którym reaktor nie osiąga stanu nadkrytycznego.

Schemat jądrowego silnika raketowego został przedstawiony na rys. 5. Przedstawiono na nim główne elementy silnika. W przedstawionym na rys. 5 jądrowym silniku raketowym wykorzystywany jest wodór, pierwiastek o najmniejszej masie cząsteczkowej [8].

W celu wytworzenia określonego impulsu, wodór jest podgrzewany do wysokich temperatur w reaktorze rozszczepienia jądrowego (rzędu 2500 K). Należy podkreślić, że impuls właściwy¹ wodoru podgrzanego w reaktorze jądrowym jest rzędu 500 s i jest prawie dwukrotnie większy niż w napędzanym wodorem silniku głównym promu kosmicznego, w którym ten impuls jest rzędu 480 s. Układ wodorowego silnika jądrowego wymaga zaawansowanego układu turbopom-

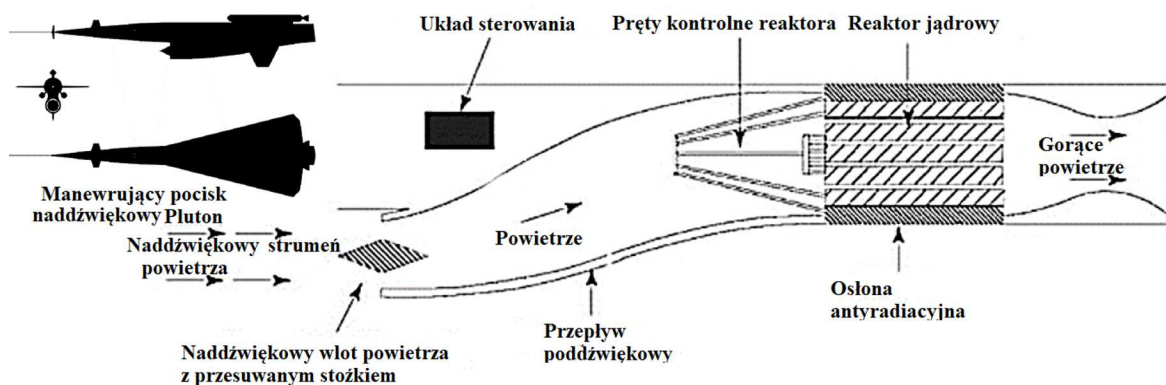
¹Impuls właściwy jest definiowany jako wytwarzany przez silnik popęd przypadający na jednostkę ciężaru paliwa.



Rys. 5. Schemat jądrowego silnika rakietowego [8]

py wodoru charakteryzującej się bardzo dużą wydajnością, a także chłodzonej wodorem dyszy wylotowej, na którą oddziałuje gorący wodór wychodzący z reaktora.

Silnik strumieniowy jest jednym z potencjalnych napędów naddźwiękowych pocisków manewrujących [7]. Silnik ten jest specyficzną odmianą silnika odrzutowego, nie mającą części wirujących. Silniki strumieniowe wykorzystują szybki przepływ otaczającego powietrza do jego sprężenia. W jądrowym silniku strumieniowym, podobnie jak w jądrowym silniku turbodrzutowym, zamiast komory spalania zastosowany jest reaktor z wymiennikiem ciepła ogrzewający powietrze (rys. 6).



Rys. 6. Schemat jądrowego silnika strumieniowego, oraz w prawym górnym rogu rysunek manewrującego pocisku Pluton napędzanego strumieniowym silnikiem jądrowym [8]

W strumieniowym silniku jądrowym, którego główne elementy przedstawiono na rys. 6, powietrze przepływające przez układ w wyniku nadawania wstępnej prędkości pociskowi (na przykład przez oddzielny układ napędowy, np. raketę startową lub samolot stanowiący nosiciel rakety) jest również podgrzewane do wysokiej temperatury w reaktorze jądrowym. Żadne chemiczne paliwo napędowe nie musi być dostarczane i przewożone, zatem pocisk może mieć bardzo duży zasięg. Układ wlotowy silnika musi być zaprojektowany tak, aby skutecznie redukować straty ciśnienia na wlocie oraz zmniejszyć prędkość powietrza przepływającego przez silnik z pozio-

mu naddźwiękowego do poziomu poddźwiękowego. Powietrze przepływające przez reaktor jest ogrzane w rdzeniu reaktora, a następnie przyspieszone w dyszy wylotowej silnika [8].

Jednym z najciekawszych programów budowy napędu jądrowego, jaki dotychczas przeprowadziły Stany Zjednoczone, był niedokończony program Pluton. Mimo tego że w trakcie dziesięciu lat realizacji projektu uzyskano bardzo interesujące wyniki, osiągając, a nawet przekraczając wszystkie zakładane cele techniczne, program zakończono bez wdrożenia. Na rysunku 7 został przedstawiony doświadczalny jądrowy silnik strumieniowy Tor-II-C o mocy reaktora 580 MW oraz ciągu ponad 15 569 daN. Celem programu Pluton było opracowanie nuklearnego silnika strumieniowego, który mógłby zostać wykorzystany do napędu nowego, rewolucyjnego strategicznego naddźwiękowego pocisku manewrującego na małych wysokościach (Supersonic Low Altitude Missile – SLAM, naddźwiękowy pocisk małych wysokości). Pocisk Pluto miał być uzbrojonym w potężne głowice termojądrowe bezzałogowym statkiem powietrznym o praktycznie nieograniczonym zasięgu globalnym i niesamowitej wręcz mocy niszczycielskiej (przenosił głowice o mocy do 10 megaton). Prędkość pocisku Pluto miała trzykrotnie przekraczać prędkość dźwięku ($Ma = 3$), czyli ponad 3700 km/h. Pocisk miał lecieć na wysokości 150 m, przenosząc do dowolnego punktu na kuli ziemskiej większy ładunek broni termojądrowej niż ówczesna łódź podwodna Polaris (1961) lub tuzin międzykontynentalnych rakiet balistycznych Minuteman (1961) [10]–[12].



Rys. 7. Testowy jądrowy silnik strumieniowy Tor-II-C [10]

Mówiąc o jądrowych silnikach odrzutowych, należy pamiętać, że ciężar całego systemu musiał być ograniczony, aby korzyści wynikające z jądrowego źródła energii nie były niwelowane przez dużą masę silnika. Wymagania konstrukcyjne stawiane tego typu silnikom obejmują także odpowiedni dobór materiałów, które muszą być odporne na wysokie temperatury oraz oddziaływania promieniowania jonizującego i szybkich neutronów powstałych w wyniku reakcji rozszczepienia jąder ciężkich pierwiastków.

Chociaż w programach jądrowych silników lotniczych poczyniono znaczne postępy ani program nuklearnej rakiety, ani program nuklearnego silnika strumieniowego nie zostały faktycznie zastosowane w praktyce. Jądrowy napęd rakietowy nadal jest uznawany za niezbędny do dalekich, międzyplanetarnych misji kosmicznych. W przypadku jądrowych silników strumieniowych i turbodrzutowych o obiegu otwartym zdecydowanie negatywne oddziaływanie tego typu napędów na środowisko było prawdopodobną przyczyną przerwania prac nad rozwojem tych napędów w USA. Prace nad strumieniowym silnikiem Pluton zostały przerwane w lipcu 1964 ro-

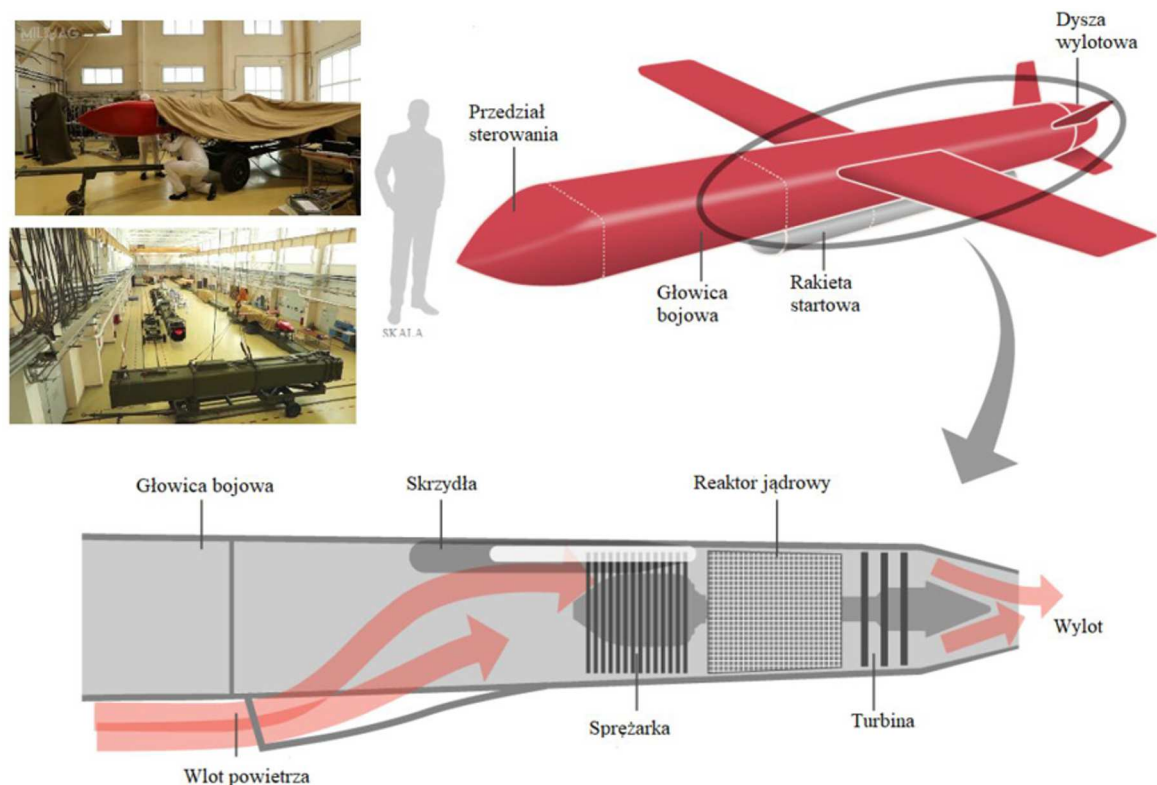
ku. Koszt tych badań zamknął się w kwocie 260 mln USD. Podobnie jak w przypadku prac badawczo-rozwojowych nad jądrowymi silnikami o obiegu otwartym, Stany Zjednoczone Ameryki Północnej przerwały także prace nad silnikami odrzutowymi o obiegu zamkniętym. W tym przypadku problemem była bardzo duża masa osłon antyradiacyjnych i problemy logistyczne związane z obsługą samolotów napędzanych silnikami jądrowymi.

Do niedawna wydawało się, że temat budowy pocisków manewrujących napędzanych silnikami jądrowymi o obiegu otwartym został zakończony i „pogrzebany na zawsze”. Tymczasem rosyjska agencja TASS poinformowała, powołując się na źródła w przemyśle, o udanej próbie reaktora nuklearnego, który ma napędzać pocisk manewrujący 9M730 Buriewiestnik (pol. „Burzyk”), w klasyfikacji NATO SSC-X-9 Skyfall [13]. Pocisk dzięki zastosowaniu napędu jądrowego ma dysponować praktycznie nieograniczonym zasięgiem. Udana próba nuklearnej jednostki napędowej tego pocisku prawdopodobnie została przeprowadzona w styczniu 2017 roku i miała być ważnym kamieniem milowym rosyjskiego projektu budowy pocisku manewrującego i lecącego na małej wysokości o nieograniczonym zasięgu. Brak jednak oficjalnego potwierdzenia pomyślnych testów tego reaktora. Amerykańskie źródła wywiadowcze donosiły natomiast o próbach pocisku na poligonie Kapustin Jar w obwodzie astrachańskim. Źródła te donosiły, że od listopada 2017 roku do lutego 2018 roku miały odbyć się cztery próby pocisku Buriewiestnik. Prawdopodobnie wszystkie próby zakończyły się niepowodzeniem. Informacje o projekcie Buriewiestnik po raz pierwszy ujawnił prezydent Federacji Rosyjskiej Władimir Putin 1 marca 2018 roku podczas corocznego przemówienia skierowanego do członków Zgromadzenia Federalnego, rządu, sądów najwyższego i konstytucyjnego, gubernatorów oraz przedstawicieli najważniejszych mediów. W swoim przemówieniu Putin ujawnił również inne nowe typy uzbrojenia strategicznego rozwijanego przez Rosję, w tym: m.in. podwodne drony Posejdon o napędzie nuklearnym i uzbrojone w potężną głowicę termojądrową oraz pociski hipersoniczne typów Kindżał i Awan-gard. Nazwa pocisku Buriewiestnik pochodzi od dużego ptaka oceanicznego (po polsku burzyk) i została wybrana pod koniec marca 2018 roku po publicznym głosowaniu, w którym wzięło udział ok. 7 milionów Rosjan.

Na rys. 8 został przedstawiony szkic pocisku manewrującego 9M730 Buriewiestnik. Pokazany jest między innymi przekrój poprzeczny ukazujący jądrowy turboodrzutowy zespół napędowy pocisku z chłodzonym w obiegu otwartym rdzeniem reaktora. W prawym górnym rogu tego rysunku umieszczono dwa zdjęcia przedstawiające montaż tego pocisku.

System 9M730 Buriewiestnik ma być pociskiem manewrującym odpalany z bombowców strategicznych oraz okrętów podwodnych, choć w obliczu rychłego końca traktatu INF nie można wykluczyć także rozmieszczenia tych pocisków na wyrzutniach lądowych. Pocisk dzięki zastosowaniu nuklearnej jednostki napędowej (najprawdopodobniej bardzo podobnej do tej stosowanej w podwodnych dronach Posejdon) ma dysponować praktycznie nieograniczonym zasięgiem oraz długotrwałością lotu. Ma to umożliwiać lot po trudnej do przewidzenia trajektorii, a więc możliwość ataku na cel z dowolnego kierunku. Dzięki temu pocisk ma uzyskiwać większe możliwości penetrowania wrogiej przestrzeni powietrznej niż napędzane konwencjonalnie odpowiedniki tych pocisków. Warto przy tym odnotować, że pocisk 9M730 ma być przeznaczony do przenoszenia głowicy jądrowej.

W dniu 8 sierpnia 2019 roku rosyjskie media poinformowały o wypadku na wojskowym poligonie Nienoksa. Oficjalna nazwa poligonu to 45. Centralny Poligon Doświadczalny Marynarki Wojennej Federacji Rosyjskiej. Poligon znajduje się nad brzegiem Morza Białego. Ośrodek został zorganizowany w celu przeprowadzania prób morskich rakiet balistycznych. Współcześnie przeprowadzane są na nim próbne strzelania pocisków przeciwokrętowych, rakietowych kompleksów zwalczania przeznaczonych do zwalczania okrętów podwodnych, rakiet Buława i R-29RMU. Informacja o wypadku na poligonie doświadczalnym nie była niczym wyjątkowym, w tego typu ośrodkach wypadki zdarzają się z określoną częstotliwością. Zdziwienie wśród komentatorów wzbudziły jednak śmiertelne ofiary katastrofy. Zginęło pięć osób i wszystkie były pracownika-



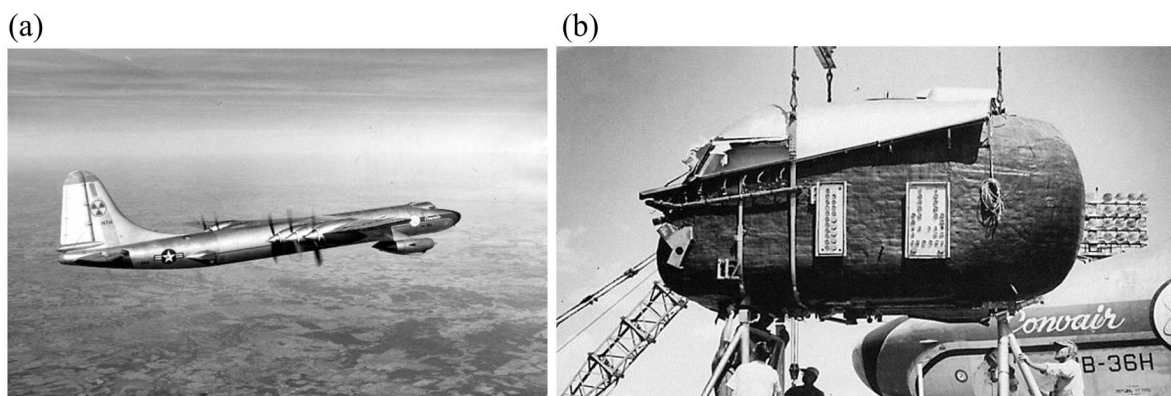
Rys. 8. Rosyjski pocisk manewrujący Buriewiestnik napędzany nuklearnym silnikiem turbinowym wykorzystującym przegrzane w rdzeniu reaktora jądrowego powietrze [13]

mi rosyjskiej firmy Rosatom, oficjalnie zajmującej się cywilnym zastosowaniem energii jądrowej. Ponadto tuż po katastrofie w mediach społecznościowych pojawiła się informacja o wzroście promieniowania jonizującego w okolicach Nienoksy, miejscowości znajdującej się nieopodal poligonu. Nieznana była jednak przyczyna wzrostu promieniowania. Oficjalne informacje wskazywały, że na poligonie nie przeprowadzano prób z bronią jądrową. Nieoficjalna informacja została potwierdzona przez Rosyjskie Ministerstwo Obrony, które przyznało, że na poligonie doszło do awarii pocisku z izotopowym źródłem energii. Podano również, iż wypadek miał miejsce na morskiej platformie, na której odbywały się próby. Wszystkie ofiary śmiertelne zginęły na skutek fali uderzeniowej powstałej w momencie wybuchu pocisku. Wybuch nie miał charakteru jądrowego, a do skażenia środowiska prawdopodobnie doszło po uwolnieniu paliwa silnika jądrowego. Stopień skażenia jest trudny do oszacowania, ponieważ automatyczne stacje mierzące poziom promieniowania, przekazujące informacje do centrali Międzynarodowej Agencji Energii Atomowej wyłączyły się, zdaniem Rosjan, z powodu awarii. Z drugiej jednak strony akwen w pobliżu poligonu zamknięto dla żeglugi na okres 30 dni, a pracowników szpitala w pobliskim Siewierodwińsku, dokąd przewieziono rannych w wyniku awarii, oraz pomieszczenia szpitalne poddano dekontaminacji. Niedługo po wybuchu lokalne władze poinformowały o zarejestrowaniu „krótkotrwałego” wzrostu promieniowania. A następnie władze miasta Siewierodwińsk wycofały szybko informację w tej sprawie bez dodatkowych wyjaśnień. Rosyjskie ministerstwo obrony zapewniło, że w wyniku eksplozji do atmosfery nie przedostały się żadne szkodliwe substancje i poinformowało, że promieniowanie jest w normie. Z kolei organizacja Greenpeace, powołując się na dane ministerstwa ds. sytuacji nadzwyczajnych, podała, że w Siewierodwińsku poziom promieniowania 20-krotnie przekroczył normę. Ponadto lokalne media podały, że okoliczni mieszkańcy gromadzą jod, stosowany w celu zmniejszenia skutków napromieniowania.

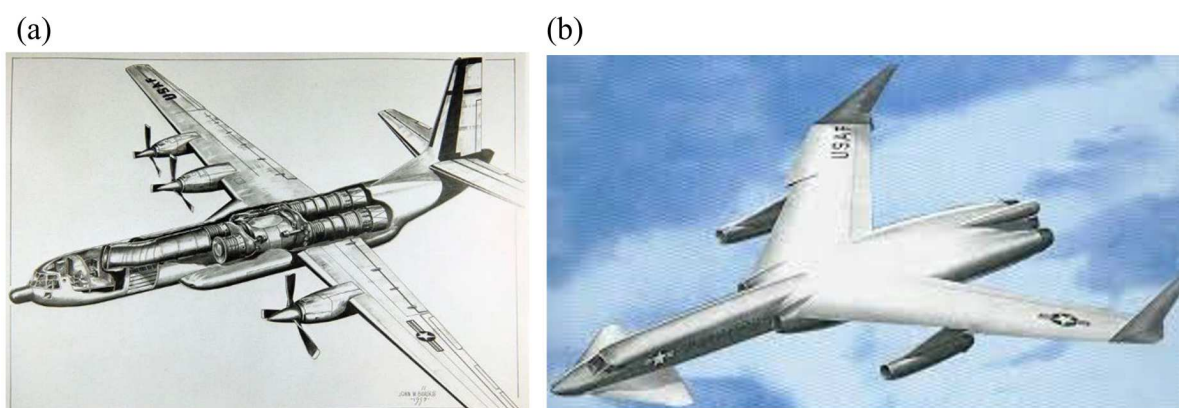
3.4. Samoloty załogowe z pracującymi na ich pokładzie reaktorami jądrowymi

3.4.1. Projekty powstałe w Stanach Zjednoczonych Ameryki Północnej [10]

Pozytywne wyniki prac badawczo-rozwojowych programu NEPA spowodowały rozpoczęcie w 1951 roku finansowania zaawansowanego programu Aircraft Nuclear Propulsion (ANP) – programu napędu jądrowego samolotu. W ramach programu ANP, obok bardziej zaawansowanych projektów jądrowych silników lotniczych, powstało także kilka ciekawych konstrukcji samolotów. Jedną z nich był program oparty na modyfikacji bombowca Convair B-36 Peacekeeper – Convair NB-36H (rys. 9a). Samolot NB-36H był wykorzystywany do eksperymentów z osłonami reaktorów oraz ochroną antyradiacyjną załóg. W komorze bombowej samolotu Convair NB-36H zawieszono 20 tonowy reaktor jądrowy pracujący w cyklu pośrednim, chłodzony powietrzem, o mocy 3 MW [10]. Czynnikiem chłodzącym rdzeń reaktora była woda. Celem eksperymentu była optymalizacja osłon reaktora pod kątem ich efektywności oraz wagi, a także badanie osłon antyradiacyjnych kokpitu załogi (rys. 9b). Od września 1955 roku do maja 1957 roku samolot NB-36H wykonał łącznie 47 lotów, przebywając w powietrzu 215 godzin, w tym 89 godzin z pracującym na pokładzie reaktorem.



Rys. 9. (a) Samolot Convair NB-36H z reaktorem jądrowym zabudowanym w komorze bombowej, (b) osłona radiacyjna kabiny pilotów [10]



Rys. 10. (a) Szkic samolotu WS-125, (b) rysunek samolotu Convair NX-2 napędzany silnikami GE XNJ140E [15]

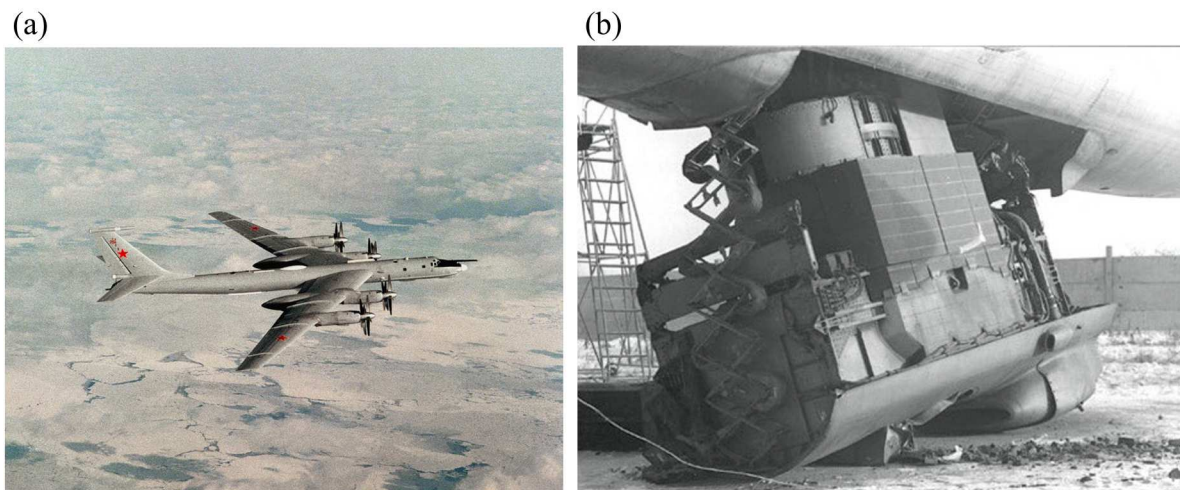
W ramach programu ANP powstało kilka projektów strategicznych samolotów bombowych o globalnym zasięgu, napędzanych silnikami jądrowymi. Przykładem mogą być projekt WS-125 (rys. 10a). Samolot WS-125 miał być napędzany dwoma silnikami GE J-87 z pojedynczym reaktorem z obiegiem zamkniętym. Samolot ten posiadał także silniki na paliwo konwencjonalne sto-

sowane przy rozruchu silnika jądrowego oraz podczas lądowania. Innym projektem był jądrowy bombowiec strategiczny Convair NX-2 napędzany silnikami jądrowymi GE XNJ140E z obiegiem otwartym. Szczegółowy opis tych projektów można znaleźć w książce Dawida Carpentera „NX-2 Convair Propulsion Jet” [15].

Na projekty dotyczące napędów jądrowych zostało poświęcone blisko 15 lat. Koszty tych projektów wyniósł ponad miliard USD. Projekt ANP został zakończony decyzją prezydenta J.F. Kennedy’ego w 1961 roku. W pracy [16] podano obszerną bibliografię projektu ANP.

3.4.2. Projekty powstałe w ZSRR

W ZSRR pierwsze prace nad jądrowym napędem samolotów strategicznych rozpoczęły się także w drugiej połowie XX wieku. Prawdopodobnie w 1955 roku w biurze konstrukcyjnym Miasiszczewa powstał projekt samolotu M-60, będący adaptacją naddźwiękowego bombowca M-50. Samolot miał być napędzany turboodrzutowymi silnikami jądrowymi o obiegu otwartym. Projekt nie doczekał się realizacji.



Rys. 11. (a) Samolot Tupolev Tu-95LAL, (b) reaktor jądrowy zabudowany w samolocie Tu-95 LAL

Gdy ambitny projekt biura konstrukcyjnego Miasiszczewa nie odniósł sukcesu, biuro konstrukcyjne Tupolew wystąpiło ze znacznie skromniejszą propozycją jądrowej wersji samolotu Tu-95 (rys. 11). Był to projekt samolotu hybrydowego, który miał być napędzany czterema silnikami turbośmigłowymi. Dwie z czterech jednostek napędowych samolotu miały być napędzane ropy, silnikami były NK-12, a dwie miały być jądrowymi silnikami turbośmigłowymi Kuzniecowa NK-14A. Silnik NK-14A byłby zasilany w sposób podobny do koncepcji jądrowego silnika turbośmigłowego Pratt & Whitney [15]. Scentralizowany reaktor generowałby moc zarówno do obracania łopat śmigła/sprężarki, jak i do podgrzewania powietrza wydmuchiwanego przez silnik turbośmigłowy. Etapem projektu Tupolewa były badania podobne do tych, które prowadzili Amerykanie na samolocie Convair NB-36H. W biurze Tupolewa powstała adaptacja samolotu Tu-95LAL (rys. 11a). Za kokpitem samolotu Tu-95LAL zainstalowano pięciocentymetrową płytę ołowianą i pakiet materiałów polimerowych o grubości 15 cm, a czujniki monitorujące poziom promieniowania umieszczono w nosie, ogonie i środkowej części kadłuba tego samolotu, a także na jego skrzydłach. Podobnie jak w NB-36H reaktor (rys. 11b) znajdował się w ładowni (łuku bombowym samolotu). Jego ochrona przypominała nieco tę zastosowaną w kabinie, jednak rdzeń reaktora umieszczono w okrągłej obudowie. Konieczne było wyposażenie reaktora w układ chłodzenia. Woda destylowana krążyła w bezpośrednim sąsiedztwie paliwa jądrowego i chłodziła je. Następnie ciepło przeniesiono do wody drugiego obiegu, który rozpraszał otrzymaną energię za pomocą radiatora. Zewnętrzna powłoka reaktora jako całość wpasowała się

w kontury kadłuba bombowca, jednak musiano wyciąć otwory w górnej części i bokach poszycia, które zostały zakryte owiewkami. Ponadto urządzenie dolotowe chłodnicy zostało umieszczone w dolnej części kadłuba. Pierwsze uruchomienie reaktora na stanowisku naziemnym przeprowadzono na poligonie badawczym Semipałatyńsku w 1959 roku. Samolot został przerobiony do 1961 roku i od maja do sierpnia wykonano 34 loty. Odbywały się one zarówno z gorącym, jak i wygaszonym reaktorem. Testowano przede wszystkim biologiczną ochronę kokpitu. Na początku lat sześćdziesiątych wszystkie prace nad systemem jądrowych samolotów atmosferycznych zostały przerwane. Jedną z możliwych przyczyn zaprzestania prac jest fakt, że w przypadku katastrofy lotniczej konsekwencje rozbicia samolotu z reaktorem jądrowym na pokładzie stanowiłoby ogromne zagrożenie środowiska naturalnego. Zagrożenia środowiskowe były także główną przyczyną przerwania projektu samolotu jądrowego w USA.

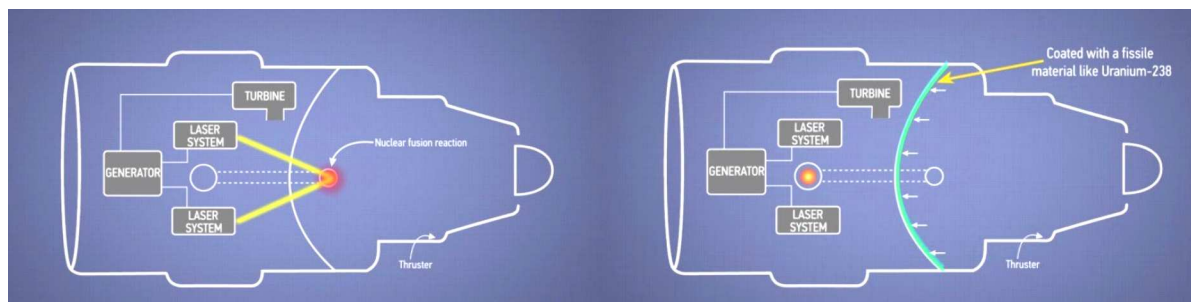
4. Podsumowanie i perspektywy zastosowania napędu jądrowego

Narastający problem z ograniczaniem emisji CO₂ czyni jądrowy napęd samolotów interesującą alternatywą klasycznych rozwiązań. W związku z zaostrzającymi się przepisami dotyczącymi ochrony środowiska, zmniejszającymi się zasobami paliw kopalnych i wynikającym z tego wzrostem cen paliw, przemysł lotniczy musi poczynić szereg innowacyjnych zmian. Doraźnym rozwiązaniem są oczywiście działania prowadzące do zmniejszenia zużycia paliwa oraz zmniejszenia emisji szkodliwych dla środowiska gazów, w tym dwutlenku węgla. Trwają także prace nad poszukiwaniem paliw alternatywnych, w tym paliwa wodorowego. W tym kontekście powracają także idee jądrowych napędów samolotów, z tym że w tym przypadku rozważane są reaktory oparte nie na rozszczepieniu jąder pierwiastków ciężkich, ale na syntezie termojądrowej. Szczególnie interesującą przyszłość mają reaktory termojądrowe oparte o systemy laserowe.

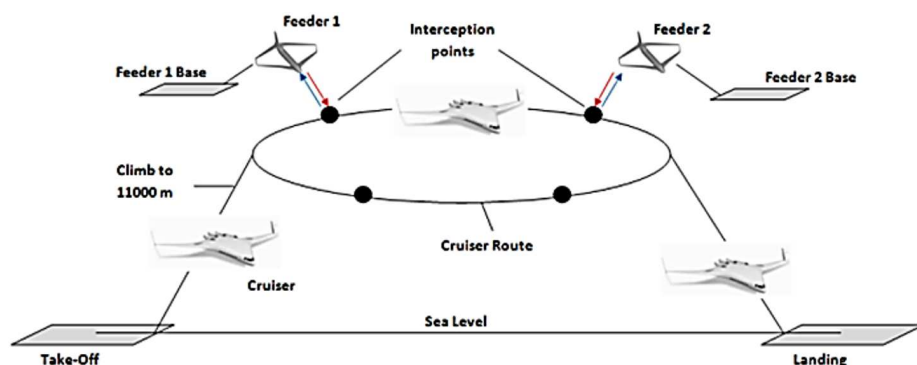
Firma Boeing opatentowała w USA silnik z napędem termojądrowym (patent nr. US 9.068.562 B1 z dnia 30 czerwca 2015 r.). Obecnie samoloty pasażerskie, takie jak Boeing 787 Dreamliner, są napędzane silnikami turbowentylatorowymi, zawierającymi sprężarkę, turbiny i wentylator, przez które napływające powietrze jest sprężane, a następnie, w komorze spalania po zmieszaniu z paliwem jest spalane, aby wytworzyć niezbędny ciąg. Nowy, laserowy silnik ma zupełnie inne podejście do wytwarzania ciągu. Tutaj silnik posiada swoistą komorę termojądrową, w której duża liczba o odpowiedniej mocy laserów wstrzeliwuje się w materiał radioaktywny – mieszaninę deuteru i trytu. Termojądrowy silnik lotniczy Boeinga przeznaczony jest do napędu samolotów, raket, pocisków oraz statków kosmicznych. Koncepcja napędu polega na rozgrzewaniu laserami wielkiej mocy izotopów wodoru: deuteru i trytu. Pod wpływem energii dostarczonej przez lasery zachodzą reakcje syntezy, a jej produkty uboczne wodór i hel pod ogromnym ciśnieniem wyrzucane są z dyszy, dając ciąg silnikowi. Powstałe w reakcjach termonuklearnych neutrony uderzają w pokrytą radioaktywnym uranem ²³⁸U powłokę komory silnika. Wytwarza to ogromne ilości energii cieplnej, która jest przekazywana do czynnika chłodzącego w wymienniku znajdującym się przy uranowej powłoce. Energia czynnika napędza turbinę, która z kolei napędza generator energii elektrycznej, która z kolei służy do zasilania laserów. Taki układ wydawnie zwiększa sprawność silnika. Szkic tego silnika został przedstawiony na rys. 12.

Jednym z opracowanych w Komitecie Doradczym Unii Europejskiej koncepcji typu „out of the box” jest przedstawiona na rys. 13 koncepcja „cruiser-feeder” [17].

Opracowana w holenderskim instytucie NLR koncepcja „cruiser-feeder” obejmuje „cruiser-krążownik” lecący na stałym pułapie przelotowym nad głównymi portami, takimi jak np. lotnisko Schiphol w Amsterdamie, lotnisko we Frankfurcie czy też lotnisko J.F. Kennedy’ego w Nowym Jorku. Mniejsze samoloty, „feeder-odajniki”, podnoszą moduły pasażerskie i umieszczają je na pokładzie „krążownika”. W tym samym czasie paliwo, bagaż, zapasy i odpady są wymieniane między „krążownikiem” a „podajnikiem”. „Krażownik” kontynuuje lot przez kolejne tysiące



Rys. 12. Schemat termonuklearnego silnika odrzutowego (znaczenie słów angielskich: Thruster – ster strumieniowy; Nuclear fusion reaction – reakcja syntezy jądrowej; Turbine – turbina; Laser system – układ laserów wysokiej mocy; Grneratot – generator prądu elektrycznego; Coated with fissile material like Uranium-238 – pokrycie materiałem radioaktywnym takim jak Uran-238)



Rys. 13. Profil misji z wykorzystaniem krążownika [17] (znaczenie słów angielskich: Sea level – poziom morza; Take-off – start; Landing – lądowanie; Climb the 11000 m – wznoszenie na 11000 m; Feeder 1 base – lotnisko podajnika nr 1; Frrfer 1 – podajnik nr 1; Feeder 2 base – lotnisko podajnika nr 2; Feeder 2 – podajnik nr 2; Cruiser Route – trasa krążownika; Interception point – punkt przechwytywania)

kilometrów, przy czym ta procedura jest powtarzana po cyklicznej trasie. Autorzy pomysłu oczekują, że w przyszłości taka forma współpracy „krążownika” z „podajnikiem” zaowocuje znacznymi oszczędnościami paliwa. Ten scenariusz jest już możliwy, gdy w szczególnych przypadkach wymieniane jest tylko paliwo między „krążownikiem” a „podajnikiem”. Według szacunkowych obliczeń specjalistów z NLR, wykonanych na podstawie analizy przelotu o długości 6000 mil morskich (około 11 000 km) liniowego samolotu pasażerskiego z 250 pasażerami na pokładzie, oszczędności paliwa w przypadku jednej procedurą tankowania na trasie wynoszą aż 31%. W porównaniu ze wszystkimi innymi technologiami mającymi na celu uczynienie samolotów bardziej oszczędnymi pod względem zużycia paliwa, ta konkretna operacja oferuje ogromny potencjał oszczędności. Jak dotąd badania koncentrują się na dwóch kluczowych problemach. Czy koncepcja cruiser-feeder jest wykonalna? Czy koncepcja cruiser-feeder spełnia normy zdolności do lotu obowiązujące w lotnictwie cywilnym? Jak znaczące są potencjalne korzyści? Aby odpowiedzieć na te pytania, opracowano przeprowadzono prace projektowe „krążownika” i „podajnika”. Ponadto przeprowadzono badania systemu automatycznego cumowania, koncentrując się na kluczowym wymogu gwarancji bezpieczeństwa. W celu zbadania koncepcji „krążownik-podajnik” przeprowadzono także eksperymenty symulacyjne lotu zespołu.

Koncepcja „krążownik-podajnik” jest efektywna, gdy „krążownik” może pozostać długo w powietrzu bez konieczności tankowania. Dlatego też najlepszym rozwiązaniem byłoby zasilanie „krążownika” w energię za pomocą pokładowego reaktora jądrowego. Fuzja jądrowa wykorzystuje znikomą masę paliwa w porównaniu z tysiącami kilogramów paliwa niezbędnymi do silników odrzutowych. Jest to także napęd ekologiczny, ponieważ nie wytwarza gazów cieplarni-

nianych. Zasadniczo tego typu statek-krażownik musiałby lądować jedynie w celu wykonania obsługi technicznej.



Rys. 14. Wizualizacja wykorzystania krążownika [17]

W reaktorach termojądrowych po wytworzeniu energii ciepło może zostać wykorzystane do wygenerowania elektryczności, podwyższenia temperatury systemu lub wdrożenia w inny użyteczny sposób. Korzystanie z energii jądrowej wymaga wielu środków ostrożności i ciągłej obserwacji. Niektóre paliwa wymagają skomplikowanych procesów, aby uzyskać formę nadającą się do wykorzystania w reaktorze.



Rys. 15. Koncepcja samolotu NASA NX-3 z rozproszonym napędem elektrycznym [20]

Badania nad wykorzystaniem laserów do wzbudzenia kontrolowanej syntezy termojądrowej prowadzone są już od szeregu lat. Ostatnio amerykańska firma Lockheed Martin opracowała koncepcję kompaktowego reaktora fuzji termojądrowej [18]. Inżynierowie i naukowcy z ośrodka Skunk Works, działający od kilku lat na rzecz projektu kompaktowego reaktora termojądrowego podali, że w ciągu najbliższych kilkunastu lat mogą zbudować reaktor o mocy 100 MW, który zmieści się na ciężarówce. Reaktor miałby wykorzystywać paliwo deuterowo-trytowe, czyli koncepcja nie odbiega zasadniczo od rozwiązań, nad którymi pracują naukowcy w wielu ośrodkach na

świecie. Jednym z potencjalnych zastosowań tego reaktora może być wykorzystanie jako źródła energii elektrycznej na pokładzie samolotu. Tak zwany rozproszony napęd elektryczny samolotu jest jedną z rozwijanych koncepcji przyszłościowego napędu dużych samolotów transportowych (rys. 15). Rozwój tego typu napędu jest ograniczony brakiem wydajnych i bezpiecznych źródeł energii elektrycznej na pokładzie samolotu [19]. Kompaktowe reaktory fuzji jądrowej mogłyby być doskonałym źródłem energii na przyszłościowym liniowym samolocie pasażerskim z rozproszonym napędem elektrycznym. Więcej informacji na temat elektrycznego napędu samolotów można znaleźć np. w pracy [19].

Najważniejszym wnioskiem, który można postawić, jest to, że nuklearny silnik odrzutowy oparty na reakcji syntezy jądrowej może stanowić rozwiązanie dla samolotów przeznaczonych do lotów długodystansowych, w szczególności przez fakt, że zużycie paliwa jest bardzo małe. Ważnym problemem, który musi być bardzo dobrze zbadany, jest możliwość uwolnienia substancji radioaktywnych do atmosfery, zwłaszcza w razie wypadku. Z kolei kompaktowe laserowe reaktory fuzji jądrowej mogą być źródłem energii elektrycznej zasilającej wentylatory rozproszonego napędu elektrycznego samolotu. Podobnie małe reaktory termojądrowe z laserową inicjacją syntezy jąder deuteru i trytu mogą być rozwiązaniem dla przyszłościowych rozproszonych napędów elektrycznych dużych samolotów transportowych [20].

Bibliografia

1. STACY S.M., *Proving the Principle: A History of the Idaho National Engineering and Environmental Laboratory 1949-1999 1st Edition*, Chapter 13, p. 122 [dostęp: 1-luty-2023], http://webharvest.gov/peth04/20041031010059/http://www.inel.gov/proving-the-principle/chapter_13.pdf
2. MANN M., *Peacetime Uses of Atomic Energy*, T.Y. Crowell, NY, 1975, ISBN 10:0690001185, ISBN 13:9780690001181
3. WAID J., *Manned Nuclear Aircraft Program*, https://media.defense.gov/2021/Jun/21/2002745848/-1/-1/0/HN2_MANNED%20NUCLEAR%20AIRCRAFT%20PROPULSION%20-%20WAID%2018%20JUN%2021.PDF
4. LEBLANC D., Molten salt reactors: A new beginning for an old idea, *Nuclear Engineering and Design*, **240**, 6, 1644-1656, 2010, DOI: 10.1016/j.nucengdes.2009.12.033
5. LAYMAN D.C., FLITNER D.P., WOIKE D.C., LAYMAN D.C., XNJ 140E Nuclear Turbojet, GE, Comprehensive Technical Report, General Electric Direct-Air-Cycle Aircraft Nuclear Propulsion Program, Nuclear Materials and Propulsion Operation Light Propulsion Laboratory Department, Cincinnati, Ohio, 1962
6. JORDAN W.H., CRAMER S.J., MILLER A.J., Aircraft Nuclear Propulsion Program: Quarterly Progress Report for Period Ending December 31, 1956, Part 1-5, United States: N.p., 1957, DOI: 10.2172/1373535
7. SARNS E.W., FRANK E., ROM F.E., *Analysis of Low-Temperature Nuclear-Powered Ram-Jet Missile for high Altitudes*, NADCA RM E55G21, 1955
8. RAGHEB M., Nuclear Ramjet and Scramjet Propulsion, 8/22/2022, <https://mrageb.com/NPRE%20402%20ME%20405%20Nuclear%20Power%20Engineering/Nuclear%20Ramjet%20and%20Scramjet%20Propulsion.pdf>
9. MITRICA B., STANCIU V., PETRE M., DIMA M., BADITA C., PRECUP I., PETRE C., Theoretical study of a nuclear jet engine for the propulsion of airplanes, *U.P.B. Sci. Bull., Series A*, **73**, 4, 139-152, 2011
10. HULL M., Fundamentals of Nuclear Flight, R.W. Bussard and R.R. DeLauer. McGraw-Hill, New York. 1965. 453 pp. Diagrams. Tables. Ills., *The Aeronautical Journal*, **71**, 674, 143-143. DOI: 10.1017/S0001924000056323

11. CLARFIELD G.H., *Nuclear America*, Harper & Row, New York, 124, 1984
12. PENNER S.S., *Advanced Propulsion Techniques*, Pergamon Press: New York, 1961
13. TRAKIMAVIČIUS L., *The Future Role of Nuclear Propulsion in the Military*, NATO Energy Security Centre of Exce, October 2021, https://enseccoe.org/data/public/uploads/2021/10/d1_the-future-role-of-nuclear-propulsion-in-the-military.pdf
14. ZAKRAJSEK J.F., *Nuclear Power Assessment Study Final Report, Nuclear Power Assessment Study – Final*, TSSD-23122, The Johns Hopkins University Applied Physics Laboratory 11100 Johns Hopkins Road, Laurel MD 20723, 2015
15. CARPENTER D.M., *NX-2 Convair Propulsion Jet* [dostęp, luty 2023], https://leehite.org/anp/documents/NX-2_ANP_1951-1961_Convair_Nuclear_Propulsion_Jet.pdf
16. SNYDER B.J., *Aircraft Nuclear Propulsion: An Annotated Bibliography*, United States Air Force History and Museums Program. Washington D.C., 1996, <https://media.defense.gov/2014/Oct/14/2001329848/-1/-1/0/AFD-141014-032.pdf>
17. <https://www.nlr.org/news/futuristic-cruiser-feeder-concept-saves-fuel/>
18. <https://www.lockheedmartin.com/en-us/products/compact-fusion.html>
19. KOZAKIEWICZ A. GRZEGORCZYK T., Electric aircraft propulsion, *Journal of KONBiN*, **51**, 4, 49-66, 2021, DOI: 10.2478/jok-2021-0044
20. <https://www.nbcnews.com/mach/science/electric-planes-promise-big-benefits-air-passengers-planet-ncna862001>

Nuclear-powered aircraft – an idea which will never come back?

This article provides an overview of a research conducted in the 20th century to investigate the feasibility of using nuclear reactors as a means of propulsion for aircraft and missiles. Two possible solutions for a nuclear jet engine are discussed: the natural cycle, in which the fluid flows through the reactor core, and the indirect cycle, in which the fluid flows through a heat exchanger. Due to radiation protection concerns, the only realistic option is the indirect cycle, in which the energy transfer occurs via a heat exchanger that must operate at high speeds. The heat exchanger replaces the traditional combustion chamber found in conventional engines. This article analyzes the thermodynamic cycle of a nuclear engine and provides an overview of the research efforts to construct a nuclear jet engine, with emphasis on performance tests of the aviation nuclear reactor, heat exchanger and jet engine. The article also discusses modern perspectives on potential applications of nuclear engines in civil and military contexts. While nuclear propulsion presents many challenges, it may promise future advances in the aviation technology.