

(19)



URZĄD
PATENTOWY
RZECZYPOSPOLITEJ
POLSKIEJ

(10)

PL 244568 B1

(12)

Opis patentowy

(21) Numer zgłoszenia: **439872**

(22) Data zgłoszenia: **2021.12.16**

(43) Data publikacji o zgłoszeniu: **2023.06.19 BUP 25/2023**

(45) Data publikacji o udzieleniu patentu: **2024.02.12 WUP 07/2024**

(51) MKP:

F02K 9/62 (2006.01)

F02K 9/76 (2006.01)

F02K 7/02 (2006.01)

F02K 7/075 (2006.01)

F02K 7/18 (2006.01)

F23R 3/42 (2006.01)

F23R 7/00 (2006.01)

(73) Uprawniony z patentu:

**SIEĆ BADAWCZA ŁUKASIEWICZ-INSTYTUT
LOTNICTWA, Warszawa, PL**

(72) Twórca(-y) wynalazku:

**PIOTR WOLAŃSKI, Warszawa, PL
MICHAŁ KAWALEC, Warszawa, PL**

(74) Pełnomocnik:

rzecz. pat. Ewa Malewska, Warszawa, PL

(54) Tytuł:

Silnik rakietowy z wielostopniowym spalaniem mieszanki materiałów pędnych

PL 244568 B1

Opis wynalazku

Przedmiotem wynalazku jest silnik raketowy z wielostopniowym spalaniem.

Obecnie, w niektórych silnikach raketowych wykorzystujących ciekłe materiały pędne stosowane jest tzw. stopniowane spalanie (ang. *staged combustion*), które polega na tym, że spalanie zachodzi w dwóch komorach: w komorze wstępnej, a następnie w komorze głównej [1–4]. Najczęściej jest to podyktowane tym, że w komorze wstępnej zachodzi spalanie przy składzie daleko odbiegającym od składu optymalnego ale umożliwiającym uzyskanie stosunkowo niskiej temperatury spalin. Temperatura ta jest na tyle niska, że gazy powstałe w wyniku spalania w komorze wstępnej posiadają temperaturę dopuszczalną do zasilania turbiny napędzającej pompy materiałów pędnych – jednego lub obu składników, zasilających silnik.

W dotychczasowym stanie techniki stosowane są trzy rozwiązania:

- W pierwszym wariantcie, w komorze wstępnej zachodzi spalanie obu składników materiału pędnego, jednakże przy składzie znacznie przebogaczonym w paliwo. Wariant ten miał zastosowanie w silnikach SSME (ang. *Space Shuttle Main Engine*), gdzie w wyniku spalania z dużym mieszaniną materiałów pędnych z nadmiarem wodoru powstają spaliny zawierające parę wodną i wodór gazowy, których temperatura jest dopuszczalna do napędu turbin pomp obu materiałów pędnych, gdyż nie powoduje ona przepalania łopatek turbiny. Schemat takiego rozwiązania jest przedstawiony na rysunku Fig. 1 oraz Fig. 2.
- W drugim wariantcie, w komorze wstępnej zachodzi spalanie mieszaniny materiałów pędnych przebogaczonej w utleniacz, co zostało zilustrowane na rysunku Fig. 3.
- W trzecim wariantcie, w jednej komorze wstępnej stosowane jest spalanie składników materiałów pędnych przy składzie przebogaczonym w paliwo, w drugiej natomiast – przy składzie przebogaczonym w utleniacz, natomiast produkty z obu komór wstępnych są dopalane w komorze głównej, co zostało zilustrowane na rysunku Fig. 4.

Obecnie, wśród rozwiązań silników raketowych wykorzystujących stopniowane spalanie najbardziej rozpowszechniony jest wariant drugi, zgodnie z którym w komorze wstępnej lub w dwóch komorach wstępnych, stosowane jest spalanie mieszaniny materiałów pędnych przebogaczonej w utleniacz, tj. inaczej mówiąc – ubogiej w paliwo. Mniej liczne są rozwiązania, w których w komorze wstępnej – lub w dwóch komorach wstępnych, stosowane jest spalanie mieszaniny materiałów pędnych o składzie przebogaczonym w paliwo, tj. ubogim w utleniacz. Natomiast jedynie w kilku obecnie opracowanych silnikach stosuje się układ, w którym w dwóch komorach wstępnych odbywa się spalanie mieszaniny pędnej o różnych składach: w jednej z nadmiarem paliwa, a w drugiej – z nadmiarem utleniacza. Takim rozwiązaniem jest przykładowo silnik „Raptor” przedstawiony na rysunku Fig. 4, wykorzystujący do napędu mieszaninę ciekłego metanu i ciekłego tlenu.

W krajowym zgłoszeniu nr P.439009 z dnia 22 września 2021 r. ujawniono komorę spalania wstępnego w silnikach raketowych na ciekłe materiały pędne, w której zachodzi spalanie detonacyjne.

Celem wynalazku jest zapewnienie silnika raketowego z wielostopniowym spalaniem mieszaniny materiałów pędnych, o zwiększonej sprawności, przy zmniejszonych rozmiarach i bardziej niezawodnej konstrukcji.

Nieoczekiwanie okazało się, że wykorzystanie detonacyjnego spalania mieszaniny materiałów pędnych, z wytworzeniem detonacji wirującej, w co najmniej jednej komorze układu stopniowego spalania pozwala na osiągnięcie wskazanych celów wynalazku.

Silnik raketowy z wielostopniowym spalaniem mieszaniny materiałów pędnych, posiadający co najmniej jedną komorę spalania wstępnego oraz główną komorę spalania, układ doprowadzania składników mieszaniny materiałów pędnych do tych komór, w tym pompy paliwa i utleniacza, jak również dyszę gazów wylotowych, według wynalazku cechuje się tym, że ma co najmniej jedną stopniową komorę detonacyjną, obejmującą co najmniej dwie wstępne komory detonacyjne, a na ich wylocie – komorę dopalania, gdzie następuje pełne wymieszanie i dopalenie produktów detonacji z komór wstępnych, zaś gazy wylotowe kierowane są na zewnątrz przez dyszę, korzystnie typu Aerospike.

Zgodnie z wynalazkiem, w indywidualnej stopniowej komorze detonacyjnej, wstępne komory detonacyjne są koncentryczne i mają budowę rurową, pierścieniową, dyskową, bądź stożkową i pracują w trybie detonacji wirującej. Korzystnie, komora wewnętrzna ma budowę rurową lub stożkową.

Zgodnie z wynalazkiem, w indywidualnej stopniowej komorze detonacyjnej do jednej z dwu wstępnych komór detonacyjnych doprowadzana jest kolektorem gazowa mieszanka o składzie przebogacym w paliwo, a do drugiej z nich – innym kolektorem, doprowadzana jest gazowa mieszanka o składzie przebogacym w utleniacz.

Silnik rakietowy według wynalazku w indywidualnej stopniowej komorze detonacyjnej ma deflagacyjną komorę dopalania. Alternatywnie, komora dopalania jest korzystnie komorą detonacyjną.

W silniku rakietowym według wynalazku indywidualne stopniowe komory detonacyjne mogą być połączone w klastry ze wspólną dyszą wylotową.

Korzystnie, produkty spalania ze wstępnych komór detonacyjnych są kierowane do turbin napędzających pompy paliwa i utleniacza.

Dzięki zastosowaniu rozwiązania według wynalazku osiągnięto szereg korzyści:

- uzyskano możliwość zredukowania instalacji chłodzonych, a dzięki temu zmniejszono masę systemu w porównaniu z rozwiązaniami klasycznymi;
- Uzyskano możliwość zasilania silnika rakietowego mieszankami materiałów pędnych – przebogaczonej w paliwo oraz przebogaczonej w utleniacz, o składach wynikowych zapewniających maksymalne osiągi silnika;
- zmniejszono w porównaniu ze stanem dotychczasowym gabaryty silnika rakietowego z wielostopniowym spalaniem mieszanki materiałów pędnych, a także masę silnika.

Obecny wynalazek jest objaśniony poniżej z odniesieniem do rysunku, na którym:

- Fig. 1 przedstawia schematycznie znany silnik z dwustopniowym spalaniem materiałów pędnych, gdzie jedna turbina napędza obie pompy ciekłych materiałów pędnych: paliwa i utleniacza;
- Fig. 2 przedstawia schemat znanego silnika SSME – model R-25, wykorzystywanego jako główny silnik w promach kosmicznych (ang. *Space Shuttle*); w tym silniku w obu komorach wstępnych następuje spalanie wodorowo-tlenowej mieszaniny pędnej przebogaczonej w paliwo, tj. w wodór;
- Fig. 3 przedstawia schematycznie znany silnik wykorzystujący jedną komorę wstępną do zasilania turbiny napędzającej obie pompy: ciekłego paliwa i ciekłego utleniacza;
- Fig. 4 przedstawia schemat znanego silnika „Raptor”, w którym zastosowane są dwie komory wstępne: jedna spalająca mieszankę przebogaczoną w paliwo – w przypadku tego silnika paliwem jest metan) oraz druga, w której spalana jest mieszanina palna przebogacona w utleniacz – w przypadku tego silnika utleniaczem jest tlen;
- Fig. 5 przedstawia w przekroju podłużnym podstawowy wariant silnika rakietowego według wynalazku ze stopniową komorą detonacyjną, przy czym możliwe jest również zamienne doprowadzenie składników materiału pędnego;
- Fig. 6 przedstawia silnik rakietowy ze stopniową komorą detonacyjną, uwidoczniiony na rysunku Fig. 5, z zaznaczonymi kolektorami doprowadzającymi składniki mieszanki materiałów pędnych;
- Fig. 7 ilustruje budowę silnika rakietowego według wynalazku z klastrem indywidualnych stopniowych komór detonacyjnych, ze wspólną komorą dopalania oraz dyszą typu Aerospike;
- Fig. 8 przedstawia schemat stożkowego silnika rakietowego według wynalazku ze stopniowym spalaniem detonacyjnym;
- Fig. 9 przedstawia schematy rozmieszczenia komór stopniowego spalania detonacyjnego w silnikach rakietowych według wynalazku z dyszą typu Aerospike, gdzie:
Fig. 9a) przedstawia fragment pierścieniowej komory stopniowego spalania detonacyjnego; zaś
Fig. 9b) oraz Fig. 9c) przedstawiają wariant z klastrem indywidualnych wstępnych komór detonacyjnych doprowadzający produkty spalania do dyszy typu Aerospike.

Szczegółowy opis wynalazku

Na rysunku Fig. 1 do Fig. 4 ilustrują stan techniki szerzej omówiony we wstępnej części niniejszego opisu. Na tle tych znanych rozwiązań, obecny wynalazek przedstawiony na rysunku Fig. 5 do 9c ujawnia wszystkie swoje zalety.

W klasycznym silniku rakietowym na ciekłe materiały pędne, przedstawionym na rysunku Fig. 1 do Fig. 4 komora spalania wstępnego zapewnia energię do napędu pomp paliwa i utleniacza. Celem zachowania temperatury produktów spalania wstępnego dostosowanej do dopuszczalnych warunków pracy turbiny zasilającej w energię pompy paliwa i utleniacza, spalaniu poddaje się mieszankę pędną

o składzie odbiegającym od składu stechiometrycznego, w której przeważa paliwo lub utleniacz, aby spalanie wyczerpało jedynie część składnika będącego w nadmiarze nie doprowadzając do osiągnięcia maksymalnej temperatury produktów spalania. Zgodnie ze stanem techniki produkty spalania wstępnego po uzupełnieniu składu mieszanki pędnej do parametrów optymalnych z punktu widzenia spalania w głównej komorze silnika raketowego są dopalane w jego komorze głównej.

W rozwiązaniu według obecnego wynalazku wykorzystano we wstępnej komorze silnika raketowego proces wirującej detonacji uzyskując większą sprawność procesu spalania, wynikającą ze wzrostu ciśnienia (tzw. Pressure Gain Combustion – Spalanie powodujące wzrost ciśnienia), w porównaniu z klasycznym spalaniem deflagacyjnym.

Zgodnie z obecnym wynalazkiem zastosowano stopniową komorę detonacyjną obejmującą co najmniej dwie komory wstępne zasilane odmiennymi mieszankami materiałów pędnych – mieszanką przebogałą w paliwo oraz mieszanką przebogałą w utleniacz. Komory te są względem siebie koncentryczne. W komorach tych zachodzi niepełne spalanie składnika będącego w nadmiarze, skutkiem czego na wyjściu z tych komór uzyskuje się mieszankę materiałów pędnych o optymalnym składzie, która ulega spalaniu w komorze dopalania, znajdującej się na wyjściu z komór spalania wstępnego. Gazy wylotowe, opuszczają silnik przez dyszę.

Ten podstawowy wariant silnika raketowego według wynalazku ze stopniową komorą detonacyjną ilustruje rysunek Fig. 5, gdzie mieszanka przebogała w utleniacz spalana jest w wewnętrznej rurowej komorze detonacyjnej **1** otoczonej pierścieniową komorą detonacyjną **2**, w której spalana jest mieszanka przebogała w paliwo. Na wyjściu z tych dwóch koncentrycznych komór **1** i **2**, znajduje się cylindryczna komora dopalania **3**, z której gazy wylotowe odprowadzane są przez dyszę **4**. Strzałki czerwone wskazują doprowadzenie do komór spalania paliwa, zaś strzałki niebieskie – doprowadzenie utleniacza. Możliwe jest również zamienne doprowadzenie składników materiału pędnego, wówczas w komorze detonacyjnej **1** spalana jest mieszanka przebogała w paliwo, zaś w zewnętrznej komorze detonacyjnej **2** – mieszanka przebogała w utleniacz. Kolektory składników materiałów pędnych uwidocznione zostały na rysunku Fig. 6, gdzie pozostałe elementy silnika raketowego ze stopniową komorą detonacyjną są tożsame z przedstawionymi na rysunku Fig. 5.

Komora dopalania w silniku raketowym ze stopniową komorą detonacyjną według wynalazku jest komorą deflagacyjną lub korzystnie komorą detonacyjną.

Na rysunku Fig. 7, został przedstawiony silnik raketowy według wynalazku posiadający klaster indywidualnych stopniowych komór detonacyjnych, jakie przedstawione zostały na rysunku Fig. 5 i 6. Gazy wylotowe są odprowadzane przez wspólną dyszę.

Inny przykład realizacji wynalazku przedstawiony jest na rysunku Fig. 8, która przedstawia schemat budowy stożkowego, silnika raketowego ze stopniowym spalaniem detonacyjnym. Komora detonacyjną **1** przeznaczona jest do spalania mieszanki składników pędnych przebogałej w utleniacz, a komora detonacyjną **2** – mieszanki składników pędnych przebogałej w paliwo. Komora dopalania **3** jest komorą klasyczną (deflagacyjną) lub detonacyjną; Gazy opuszczają silnik przez dyszę **4**. Strzałki wskazują doprowadzenie składników materiałów pędnych: czerwone – paliwa, niebieskie – utleniacza.

Na rysunku Fig. 9 przedstawiono schematy budowy komór stopniowego spalania detonacyjnego w silnikach raketowych z dyszą typu Aerospike. Pierścieniowa komora stopniowego spalania detonacyjnego (Fig. 9a) ma komorę detonacyjną **1** zasilaną mieszanką przebogałą w utleniacz, komorę detonacyjną **2** zasilaną mieszanką przebogałą w paliwo, komorę dopalania **3**, będącą komorą klasyczną lub detonacyjną. Dysza **4** przeprowadza strumień gazów wylotowych po zewnętrznej powierzchni stożka Aerospike, który służy jako jedna ze stron wirtualnej osłony, podczas gdy drugą tworzy samo powietrze przepływające wokół poruszającego się pojazdu raketowego. Przy zmianie ciśnienia powietrza ze zmianą wysokości lotu zmieniają się parametry wirtualnej osłony. Silnik automatycznie dostosowuje się do wysokości, kompensując spadek mocy silnika przy zmianie wysokości, w różnych warunkach ciśnienia powietrza, co pozwala na zachowanie stałej wydajności silnika w szerokim zakresie wysokości lotu.

Także w tym przykładzie wykonania silnika raketowego według wynalazku, przewidziano warianty z klastrem indywidualnych stopniowych komór spalania detonacyjnego (Fig. 9b i Fig. 9c), gdzie produkty spalania (gazy wylotowe) odprowadzane są do dyszy typu Aerospike.

W silniku raketowym według wynalazku z uwagi na bardzo dużą gęstość wydzielanej energii, komory detonacyjne są znacznie mniejsze i bardziej zwarte, a w efekcie silnik jest lżejszy. Zastosowania procesu wirującej detonacji umożliwia więc poprawienie efektywności pracy silnika oraz zwiększenie osiągnięć rakiet wyposażonych w tego rodzaju układy napędowe turbin.

Literatura:

1. Sutton G. P., Biblarz O., Rocket propulsion elements, A Wiley-Interscience Publication JOHN WILEY & SONS, INC. New York/Chichester/Weinheim/Brisbane/Singapore/Toronto (7th ed. 2000);
2. https://en.wikipedia.org/wiki/Staged_combustion_cycle;
3. Wolański P., "Detonative Propulsion", Proceedings of the Combustion Institute, 34, pp. 125–158, Elsevier (2013);
4. Wolański P. (Ed.), "Research on detonative propulsion in Poland", Institute of Aviation Scientific Publication No. 60, Warsaw: Łukasiewicz Research Network – Institute of Aviation, 2021. ISBN 978-83-63539-45-0.

Zastrzeżenia patentowe

1. Silnik rakietowy z wielostopniowym spalaniem mieszanki materiałów pędnych, posiadający co najmniej jedną komorę spalania wstępnego oraz główną komorę spalania, układ doprowadzania składników mieszanki materiałów pędnych do tych komór, w tym pompy paliwa i utleniacza, jak również dyszę gazów wylotowych, **znamienny tym**, że ma co najmniej jedną stopniową komorę detonacyjną, obejmującą co najmniej dwie wstępne komory detonacyjne (1, 2), a na ich wylocie – komorę dopalania (3), gdzie następuje pełne wymieszanie i dopalenie produktów detonacji z komór wstępnych (1, 2), zaś gazy wylotowe kierowane są na zewnątrz przez dyszę (4), korzystnie typu Aerospike.
2. Silnik rakietowy według zastrz. 1, **znamienny tym**, że w indywidualnej stopniowej komorze detonacyjnej, wstępne komory detonacyjne (1, 2) są koncentryczne i mają budowę rurową, pierścieniową, dyskową, bądź stożkową i pracują w trybie detonacji wirującej.
3. Silnik rakietowy według zastrz. 2, **znamienny tym**, że komora wewnętrzna ma budowę rurową lub stożkową.
4. Silnik rakietowy według zastrz. 1 albo 2, **znamienny tym**, że w indywidualnej stopniowej komorze detonacyjnej do jednej z dwu wstępnych komór detonacyjnych (1, 2) doprowadzana jest kolektorem gazowa mieszanka o składzie przebogacym w paliwo, a do drugiej z nich – innym kolektorem, doprowadzana jest gazowa mieszanka o składzie przebogacym w utleniacz.
5. Silnik rakietowy według zastrz. 1, **znamienny tym**, że w indywidualnej stopniowej komorze detonacyjnej ma deflagacyjną komorę dopalania (3).
6. Silnik rakietowy według zastrz. 1, **znamienny tym**, że komora dopalania (3) jest komorą detonacyjną.
7. Silnik rakietowy według zastrz. 1, **znamienny tym**, że indywidualne stopniowe komory detonacyjne są połączone w klastry ze wspólną dyszą wylotową (4).
8. Silnik rakietowy według zastrz. 1, **znamienny tym**, że produkty spalania ze wstępnych komór detonacyjnych (1, 2) są kierowane do turbin napędzających pompy paliwa i utleniacza.

Rysunki

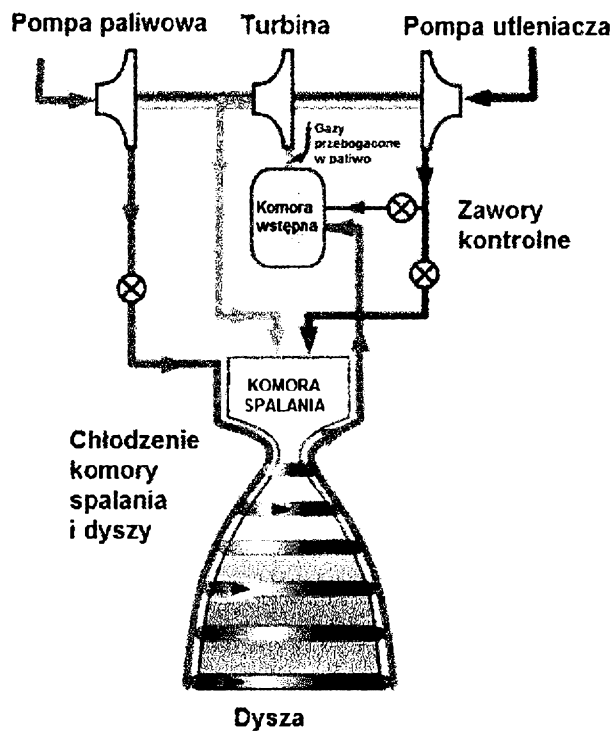
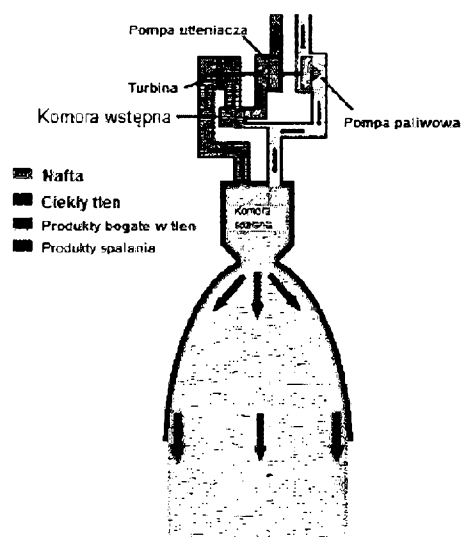
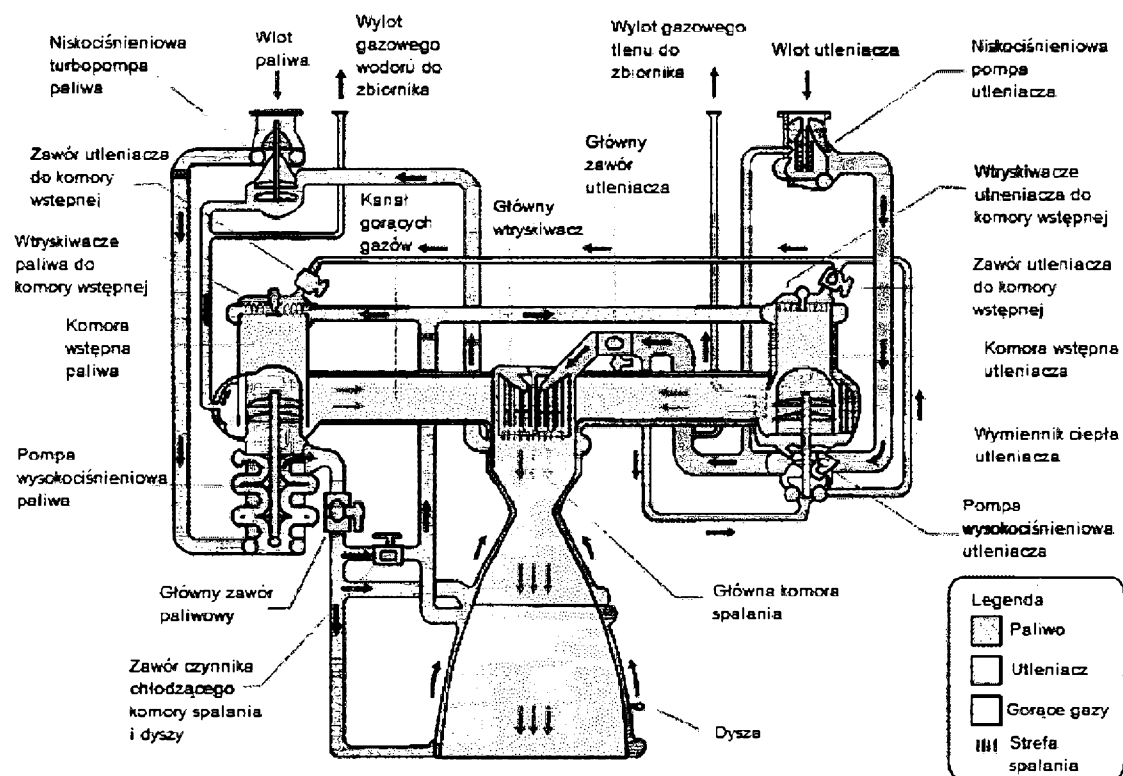


Fig. 1
(Stan techniki)



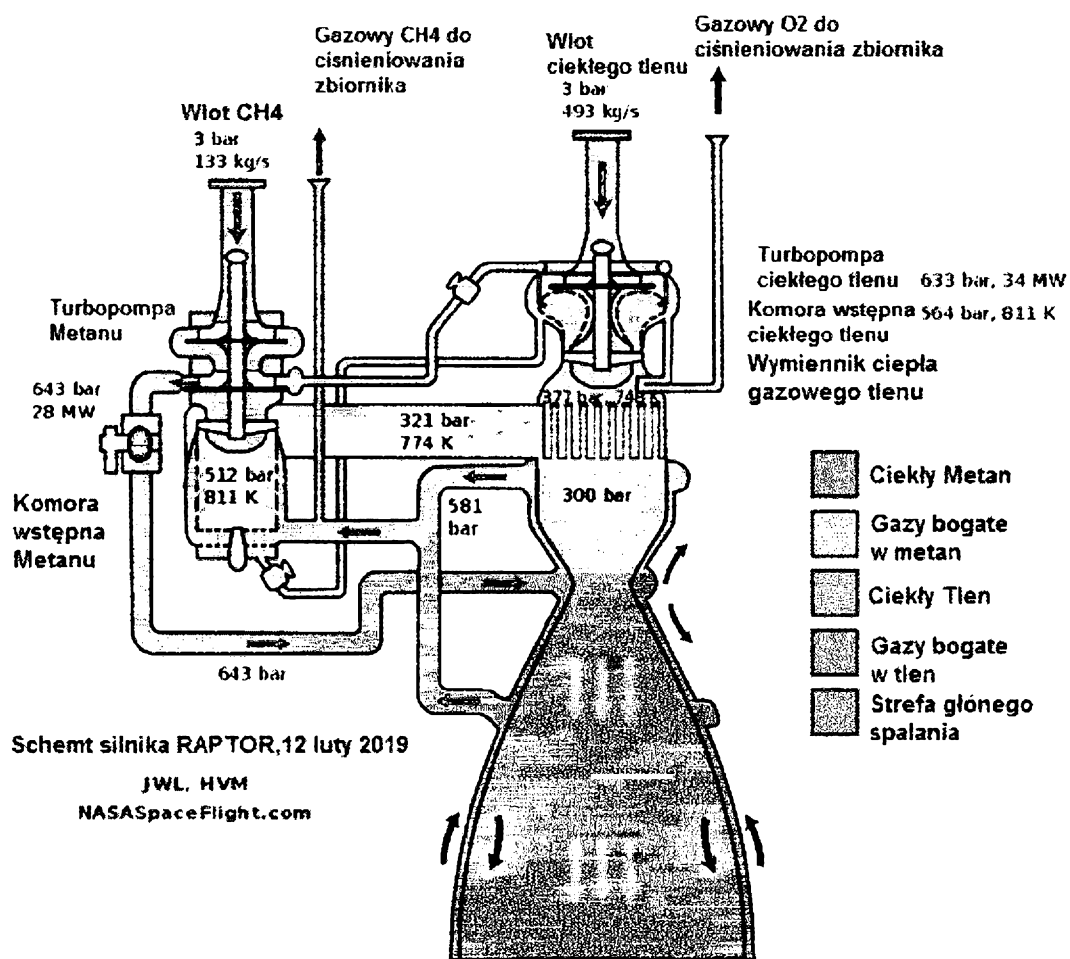


Fig. 4
(Stan techniki)

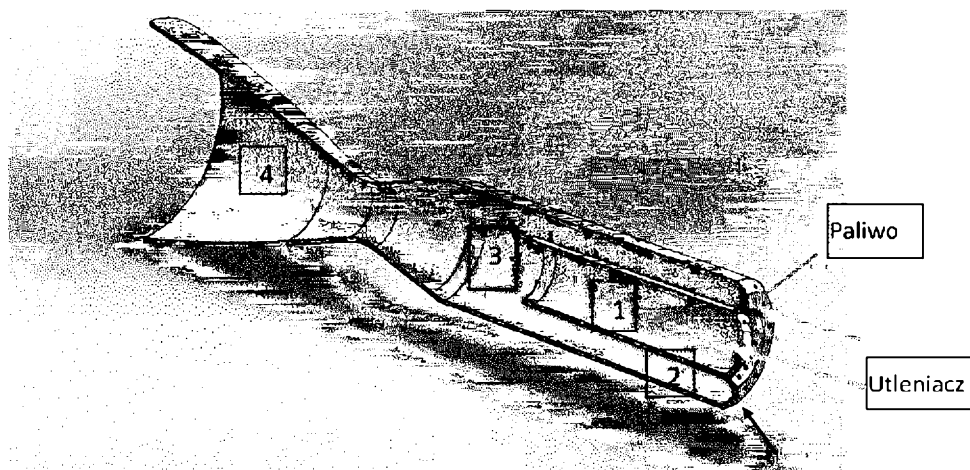


Fig. 5

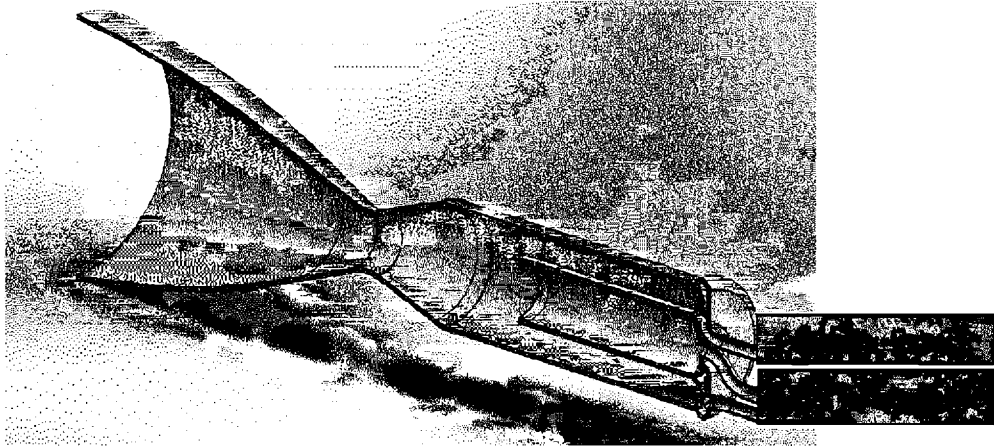


Fig. 6



Fig. 7

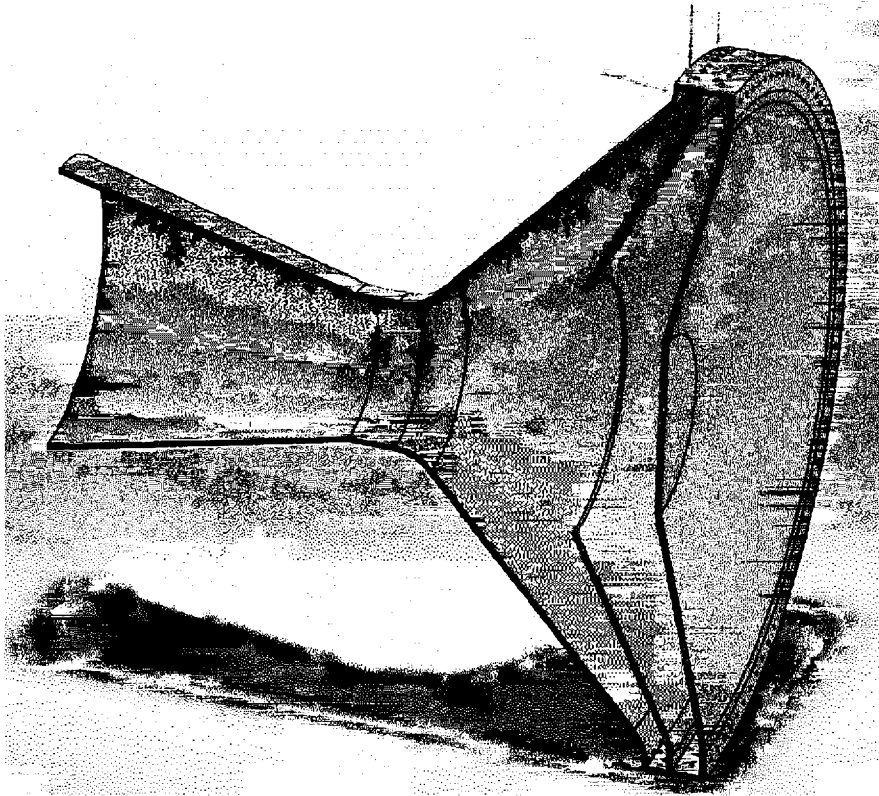


Fig. 8

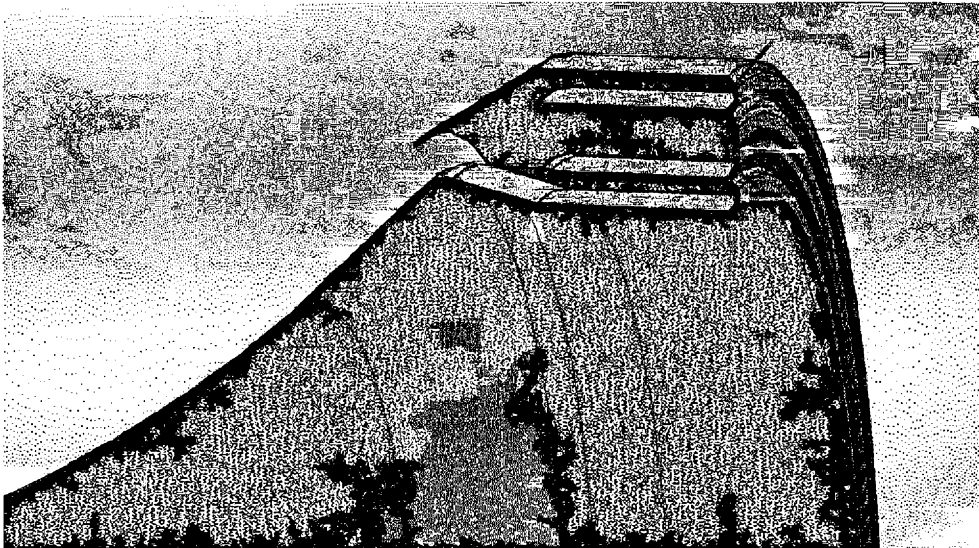


Fig. 9a

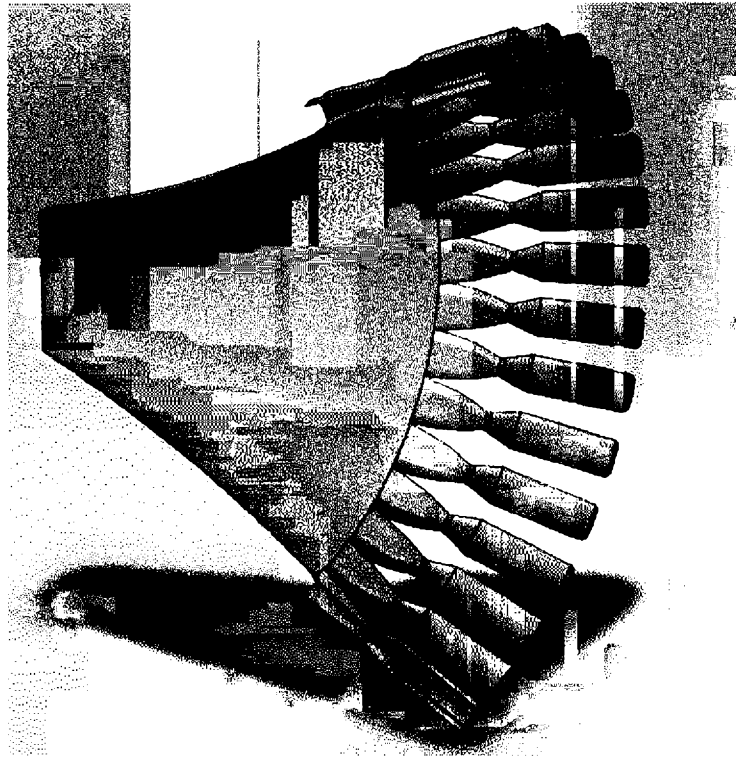


Fig. 9b

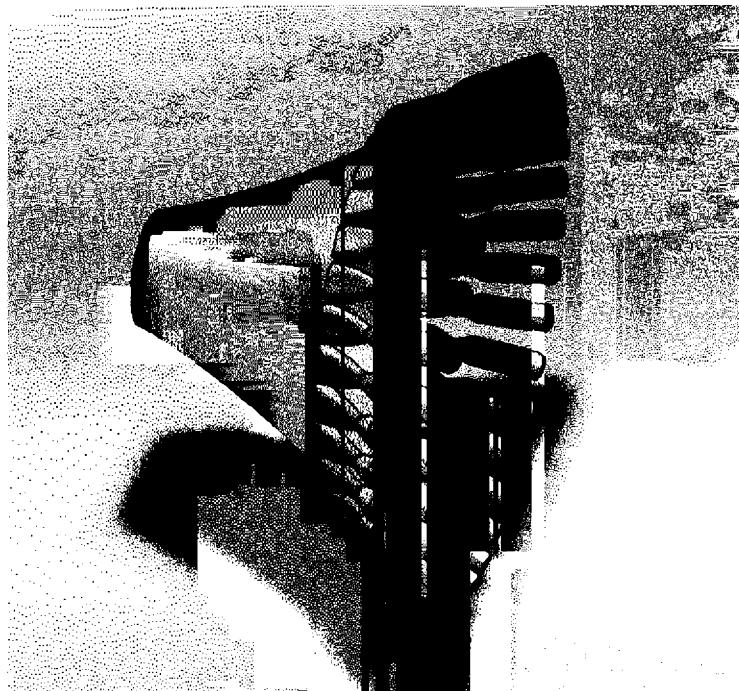


Fig. 9c