

PROJEKT KONCEPCYJNY NAPĘDU HYBRYDOWEGO RBCC DLA STATKU KOSMICZNEGO WIELOKROTNEGO UŻYTKU

ANITA RYGIEL

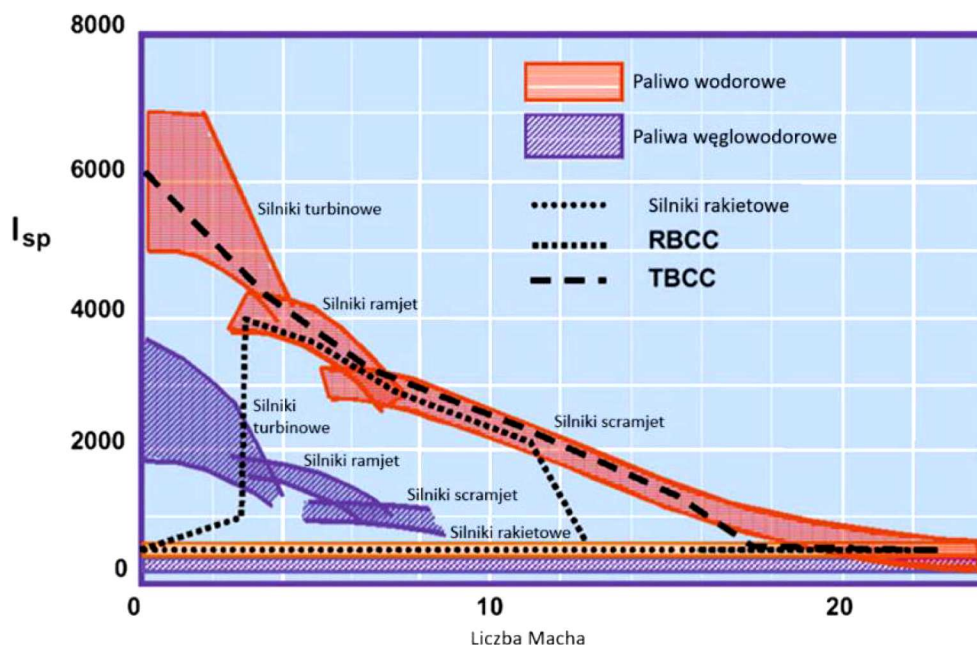
Politechnika Wroclawska, Wydział Mechaniczno-Energetyczny, Wrocław
e-mail: 260849@student.pwr.edu.pl

MACIEJ CHOLEWIŃSKI, ADAM JAROSZEWICZ

Politechnika Wroclawska, Wydział Mechaniczno-Energetyczny, Katedra Kriogeniki i Inżynierii Lotniczej, Wrocław
e-mail: maciej.cholewinski@pwr.edu.pl; adam.jaroszewicz@pwr.edu.pl

1. Wprowadzenie

Wciąż prowadzone są badania nad konstrukcjami lotniczymi i kosmicznymi, które spełniałyby zmieniające się wymagania związane z emisjami zanieczyszczeń, ekonomicznością i wygodą lotu. Dla napędów hipersonicznych parametry takie jak impuls właściwy mogą mieć duże znaczenie, na przykład w kontekście lotów kosmicznych [1]. Zależność impulsu właściwego od liczby Macha dla różnych rodzajów silników i stosowanych w nich paliw przedstawiono na rys. 1. Można zauważyć, że turbinowe silniki odrzutowe, silniki strumieniowe oraz silniki strumieniowe z naddźwiękową komorą spalania posiadają znacznie wyższy impuls właściwy od silników raketowych, mają jednak ograniczony zakres stosowalności pod względem prędkości lotu.



Rys. 1. Zależność impulsu właściwego od prędkości lotu i zastosowanego paliwa [3]

Silniki o cyklach kombinowanych pozwalają na wyniesienie na pokładzie większego ładunku w związku z większym impulsem właściwym całego systemu napędowego. Jednakże posiadają znacznie bardziej skomplikowaną konstrukcję od tradycyjnych silników, a technologia ich projektowania i produkcji jest słabo rozwinięta. Może to skutkować wyższymi kosztami na wczesnych

etapach powstawania konstrukcji oraz brakiem odporności na różnego rodzaju błędy działania [1].

Najczęściej opisywane w literaturze są napędy o cyklach kombinowanych oparte na silnikach turbinowych (ang. TBCC – Turbine-Based Combined Cycle) oraz raketowych (ang. RBCC – Rocket-Based Combined Cycle).

2. Zasada działania napędu hybrydowego RBCC

Silniki RBCC najczęściej zawierają w sobie silnik raketowy, strumieniowy oraz strumieniowy z naddźwiękową komorą spalania. Start odbywa się przy działaniu jedynie silnika raketowego. Przy prędkości odpowiadającej liczbie Macha około 3 następuje włączenie silnika strumieniowego, a następnie wyłączenie raketowego. Gdy osiągnięta zostanie prędkość odpowiadająca liczbie Macha około 9-10 tryb pracy jest przełączany na silnik strumieniowy z naddźwiękową komorą spalania. Ostatni etap lotu polega na ponownym uruchomieniu silnika raketowego i wyłączeniu silnika typu scramjet [2].

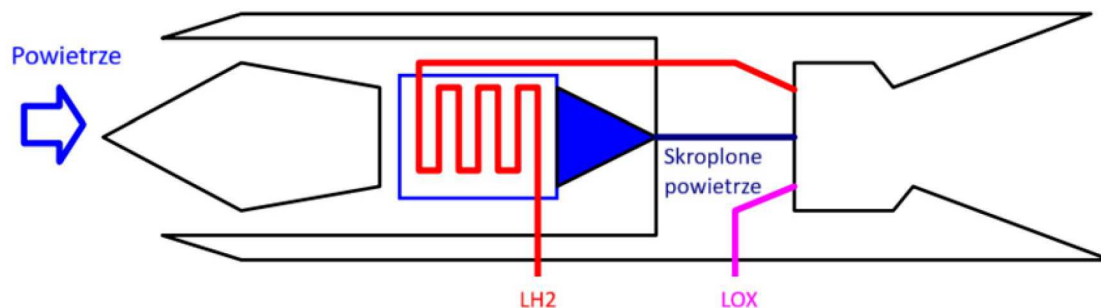
Przewiduje się, że silniki RBCC będą w przyszłości stanowiły główny sposób napędzania jednostopniowych statków kosmicznych wielokrotnego użytku [2].

3. Przegląd istniejących konstrukcji napędów RBCC

3.1. LACE

Jedną z pierwszych koncepcji silnika hybrydowego bazującego na silniku raketowym jest silnik LACE (ang. Liquid Air Cycle Engine – Silnik o Cyklu z Ciekłym Powietrzem) opracowywany przez firmę Marquardt, którego pomysł istnieje od lat 50. XX wieku. Ma on działać w dwóch trybach.

W pierwszym, tzw. „oddychającym”, powietrze wlotowe przepływa przez chłodnicę, w której znajduje się ciekły wodór, co skutkuje znacznym spadkiem temperatury i skropleniem powietrza, które następnie jest kierowane do komory spalania, gdzie służy do spalania wodoru. Energia pobrana podczas chłodzenia powietrza służy do napędu turbiny, która z kolei napędza turbopompę odpowiedzialną za doprowadzenie skroplonego powietrza do komory spalania [4]. Temperatura powietrza wlotowego pozwala na właściwe skraplanie powietrza do liczby Macha około 6-7. Po osiągnięciu prędkości lotu odpowiadającej tym wartościom włączany jest dopływ ciekłego tlenu składowanego na pokładzie do komory spalania i silnik działa w trybie raketowym [5]. Schemat silnika LACE przedstawiono na rys. 2.

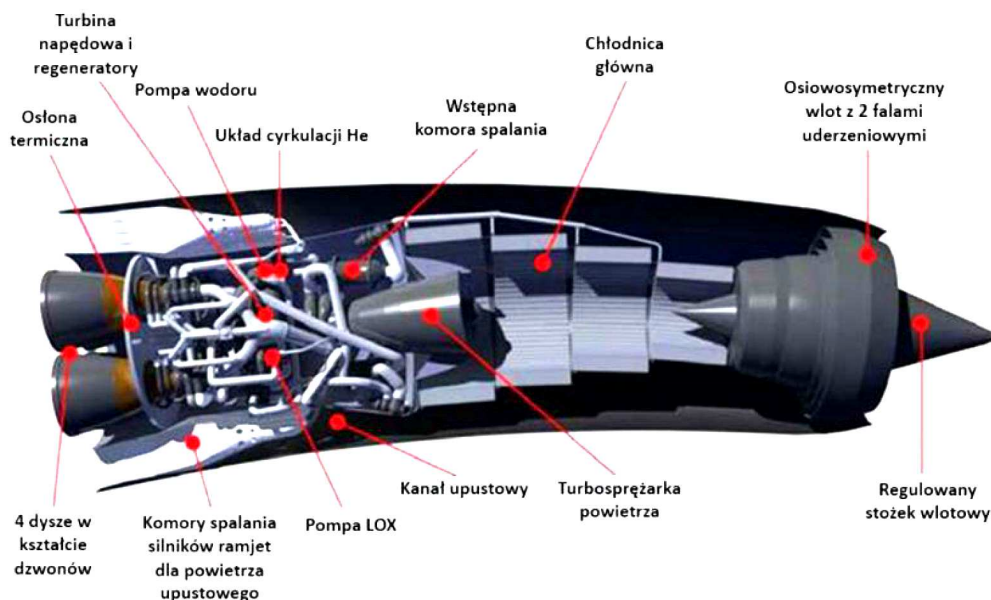


Rys. 2. Schemat konstrukcji silnika LACE [5]

3.2. SABRE

Brytyjska firma Reaction Engines Ltd. pracuje nad silnikiem hybrydowym SABRE (ang. Synergetic Air-Breathing Engine – Synergiczny Silnik Oddychający), który wywodzi się z koncepcji LACE. Ma on napędzać samolot kosmiczny Skylon.

Silnik SABRE łączy elementy silnika turbinowego, takie jak sprężarka i turbina, z silnikami raketowymi oraz strumieniowymi. Jego schemat zamieszczono na rys. 3.



Rys. 3. Schemat silnika SABRE [6]

Pracuje w dwóch trybach: rakiety „oddychającej” oraz rakiety [7]. W pierwszym z nich powietrze wlotowe jest chłodzone we wstępnej chłodnicy wykorzystującej obieg helu [8]. Pozwala to na zmianę temperatury strumienia z 1000°C do -150°C w czasie 0,01 s, co skutkuje skropleniem tlenu zawartego w powietrzu. Następnie powietrze trafia do turbosprężarki, gdzie jest sprężane do ciśnienia około 140 atmosfer, a potem trafia do komory spalania silnika raketowego [7]. Stosowanym paliwem jest ciekły wodór, który jest wstępnie podgrzewany w wymienniku ciepła, gdzie powoduje schładzanie helu w zamkniętym obiegu, po czym trafia do wstępnej komory spalania, a produkty tego procesu są dopalane w komorze spalania silnika raketowego [8]. W silniku występuje również kanał zewnętrzny. Powietrze, które przez niego przepływa, służy jako utleniacz w silnikach ramjet umieszczonych w końcowej części kanału przepływowego silnika.

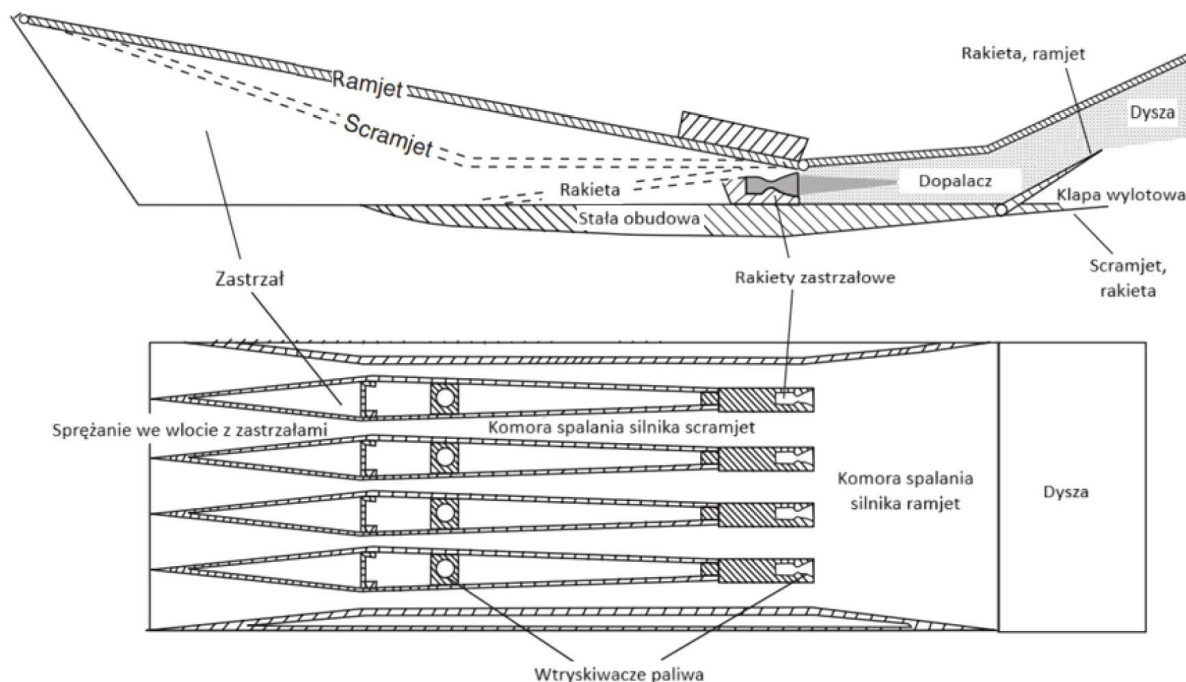
W trybie tylko raketowym zamknięty jest wlot powietrza i utleniaczem wtedy stosowanym jest ciekły tlen składowany na pokładzie [8]. Zmiana trybu pracy następuje przy prędkości odpowiadającej liczbie Macha około 5,2 na wysokości 28,5 km [7].

3.3. Aerojet Strutjet/ISTAR

Silnik Strutjet (ang. strut – zastrzał, jet – odrzutowy) różni się od klasycznych silników RBCC zastosowaniem w części wlotowej zastrzałów [9].

Schemat takiego silnika zestawiony z przekrojem klasycznego „dwuwymiarowego” silnika RBCC przedstawiono na rys. 4.

Zastosowanie zastrzałów ma kilka funkcji, odpowiadają one za właściwy wtrysk paliwa oraz mieszanie z powietrzem, na nich zamontowane są silniki raketowe. Dodatkowo, są istotnymi elementami struktury nośnej silnika, a ponieważ przenoszą obciążenia z innych elementów, odciążając je, wpływają na zmniejszenie masy silnika [9].



Rys. 4. Schemat silnika Aerojet Strutjet [2]

Silnik Strutjet ma pięć podstawowych trybów pracy. Pierwszym z nich jest praca silnika raketowego od startu, przez wznoszenie i przyspieszanie, do osiągnięcia prędkości odpowiadającej liczbie Macha 2,5. Na tym etapie wlot powietrza jest całkowicie otwarty, a do silników raketowych trafia mieszanka bogata. Komora spalania silnika ramjet działa wtedy jak dopalacz, w którym nadmiar paliwa z silników raketowych dopala się w powietrzu, które dostaje się do silnika przez otwarty wlot.

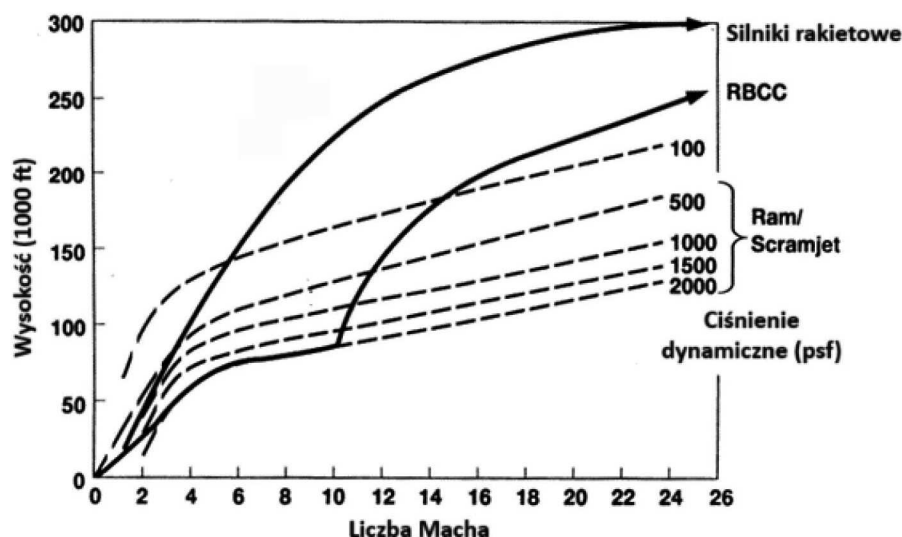
W kolejnym trybie pracy silnika Strutjet uruchamiany jest silnik ramjet, który ma przyspieszyć statek do prędkości odpowiadającej liczbie Macha 6. Aby zapewnić odpowiednie ciśnienie w komorze spalania przy zwiększającej się prędkości lotu, przymykana jest dysza wylotowa. Ponadto, wymagana jest dokładna kontrola wtryskiwaczy, gdyż wraz z rosnącą prędkością lotu proces spalania powinien zaczynać się coraz bliżej początku kanału przepływowego silnika.

Na trzecim etapie pracy następują wyłączenie silnika ramjet i włączenie silnika scramjet. Wlot powietrza jest ściśnięty, a dysza wylotowa jest maksymalnie otwarta. Przy niższych prędkościach lotu działają dwa rodzaje wtryskiwaczy paliwa – przednie i tylne. Natomiast przy locie z prędkością odpowiadającą liczbie Macha z zakresu 7-10 właściwą pracę komory spalania zapewniają wtryskiwacze przednie.

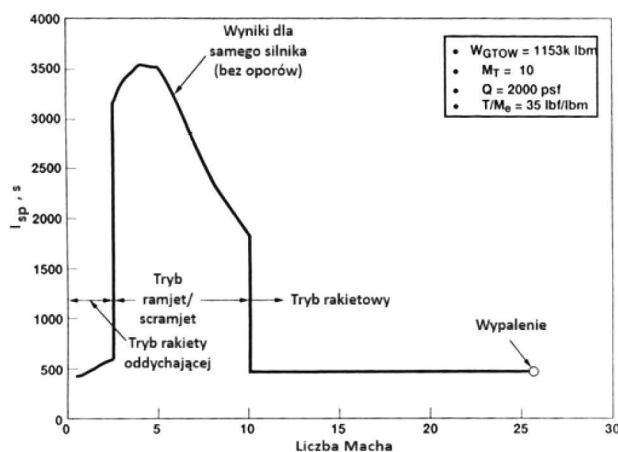
Po osiągnięciu liczby Macha 10 rozpoczyna się kolejny tryb pracy – podczas pracy silnika scramjet uruchamiane są ponownie silniki raketowe, co skutkuje znacznym wzrostem ciągu. Ten etap kończy się, gdy osiągnięta jest wysokość lotu, na której gęstość powietrza nie pozwala już na pracę silnika typu scramjet (odbywa się to przy prędkości odpowiadającej liczbie Macha 12).

Ostatnim trybem pracy silnika Strutjet jest rakietka wynosząca. Wlot powietrza jest całkowicie zamykany, a dysza wylotowa całkowicie otwierana, aby zmaksymalizować ciąg silników raketowych. Celem tego etapu jest osiągnięcie zadanej orbity [9].

Na rys. 5 przedstawiono planowaną trajektorię lotu podczas misji statku kosmicznego napędzanego silnikami Strutjet. Wykres na rys. 6 przedstawia uzyskany impuls właściwy podczas pracy na poszczególnych etapach. Wartości te są skorygowane w związku ze zmiennym kątem natarcia statku.



Rys. 5. Zależność wysokości lotu od liczby Macha lotu podczas misji [9]



Rys. 6. Impuls właściwy w zależności od liczby Macha podczas misji [9]

4. Założenia wstępne

W wyniku analizy poszczególnych etapów pracy silników RBCC omówionych w poprzednim punkcie, zdecydowano o przyjęciu czteroetapowego planu lotu statku kosmicznego SSTO (ang. Single-Stage-To-Orbit) napędzanego przez projektowany silnik. Będzie on pracował w sposób zbliżony do omówionych silników Aerojet Strutjet oraz ISTAR.

W pierwszym etapie silnik raketowy startowy rozpędzi statek do prędkości odpowiadającej liczbie Macha 3 na wysokości 10 km. Zakładany ciąg tego silnika to 1 MN.

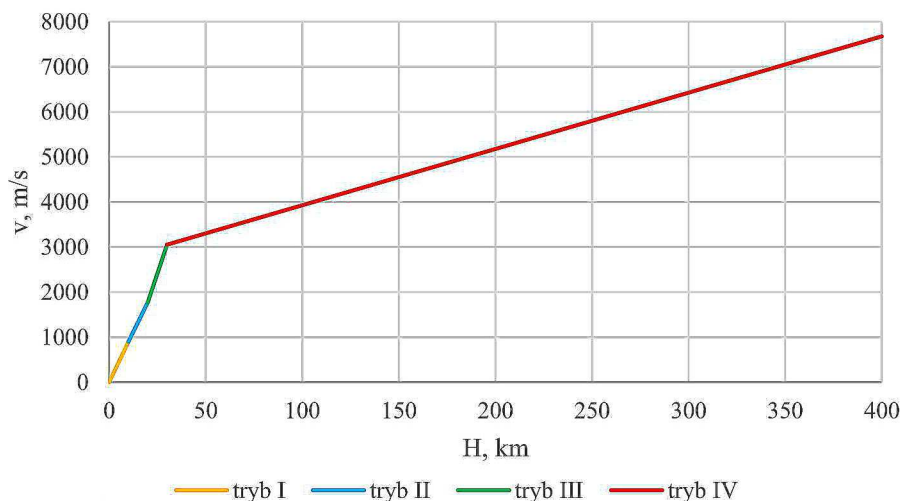
Po osiągnięciu odpowiedniej prędkości nastąpi uruchomienie silnika strumieniowego typu ramjet i wyłączenie silnika raketowego. Drugi etap będzie trwał do momentu, w którym statek kosmiczny osiągnie prędkość odpowiadającą liczbie Macha 10 i wzniesie się na wysokość 20 km. Silnik strumieniowy ma mieć ciąg 200 kN.

W trzecim etapie uruchamiany jest silnik strumieniowy z naddźwiękową komorą spalania, a silnik strumieniowy ramjet jest wyłączany. Celem tej fazy lotu jest osiągnięcie wysokości 30 km oraz prędkości odpowiadającej liczbie Macha 10 przy ciągu silnika 200 kN.

Ostatni etap polega na wyniesieniu statku kosmicznego na niską orbitę okołoziemską, na wysokość około 400 km, co odpowiada orbicie Międzynarodowej Stacji Kosmicznej. Ponownie uruchamiany jest silnik raketowy, którego praca jest kontrolowana tak, aby właściwie pracował

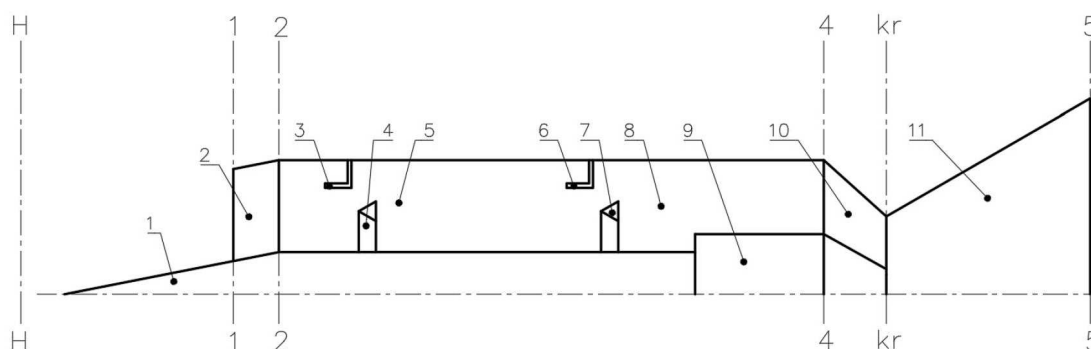
w wyższych partiach atmosfery, a silnik scramjet jest wyłączany. Na tym etapie docelową prędkością lotu jest pierwsza prędkość kosmiczna dla końcowej wysokości lotu, czyli około 7,7 km/s. Ma być ona osiągnięta przy ciągu silnika 1 MN.

Przybliżoną zależność prędkości od wysokości lotu przedstawiono na rys. 7.



Rys. 7. Zależność prędkości lotu od wysokości podczas misji SSTO, w którym zastosowany będzie projektowany silnik RBCC

Na rys. 8 przedstawiono wstępny schemat projektowanego silnika RBCC. Zaznaczono na nim przekroje obliczeniowe.



Rys. 8. Wstępny schemat projektowanego silnika. Elementy: 1 – regulowany stożek wlotowy, 2 – wlot powietrza, 3 – wtryskiwacz paliwa silnika scramjet, 4 – stabilizator płomienia silnika scramjet, 5 – komora spalania silnika scramjet, 6 – wtryskiwacz paliwa silnika ramjet, 7 – stabilizator płomienia silnika ramjet, 8 – komora spalania silnika ramjet, 9 – silnik raketowy, 10 – część zbieżna dyszy wylotowej, 11 – część rozbieżna dyszy wylotowej

Paliwem dobranym do projektowanego silnika jest ciekły wodór, wybrany ze względu na możliwość zastosowania w każdym rodzaju silnika wykorzystywanym na poszczególnych etapach lotu. Pozwala to na uproszczenie budowy układu paliwowego.

5. Wstępne obliczenia gazodynamiczne

Kolejnym etapem procesu projektowania silnika RBCC jest wykonanie wstępnych obliczeń gazodynamicznych każdego z silników wchodzących w jego skład. Dzięki temu możliwe jest oszacowanie geometrii poszczególnych przekrojów obliczeniowych oraz całego napędu hybrydowego.

Wstępne obliczenia wykonano, zakładając pełne rozprężanie strumienia w dyszy wylotowej do ciśnienia otoczenia, co pozwala na uzyskanie maksymalnego ciągu przy określonych warunkach lotu. Następnie dobrano wymiary każdego z projektowanych silników składowych, aby określić rzeczywiste charakterystyki silnika RBCC.

Współczynnik strat ciśnienia całkowitego we wlocie naddźwiękowym silnika strumieniowego oszacowano na podstawie wzoru (5.1) pochodzącego ze specyfikacji wojskowej MIL-E-5008B [10]

$$\sigma_{wt} = \begin{cases} 1 - 0,075(\text{Ma}_H - 1)^{1,35} & 1 < \text{Ma}_H \leq 5 \\ \frac{800}{\text{Ma}_H^4 + 935} & \text{Ma}_H > 5 \end{cases} \quad (5.1)$$

Jest to wzór odpowiedni w przypadku wystąpienia pojedynczej fali płaskiej, co reprezentuje największe straty ciśnienia, zatem rozważany przypadek jest najmniej korzystnym pod względem pracy wlotu powietrza.

W silniku scramjet należało uwzględnić zjawiska falowe również w komorze spalania. Wykorzystano do tego wzory Rayleigha [6].

W tabeli 1 zamieszczono informacje na temat punktów pracy, dla których wykonywano obliczenia silników składowych napędu hybrydowego RBCC, oraz ciągu jednostkowego, jednostkowego zużycia paliwa, sprawności cieplnej, napędowej i ogólnej oraz impulsu właściwego wyznaczonych dla tych punktów pracy.

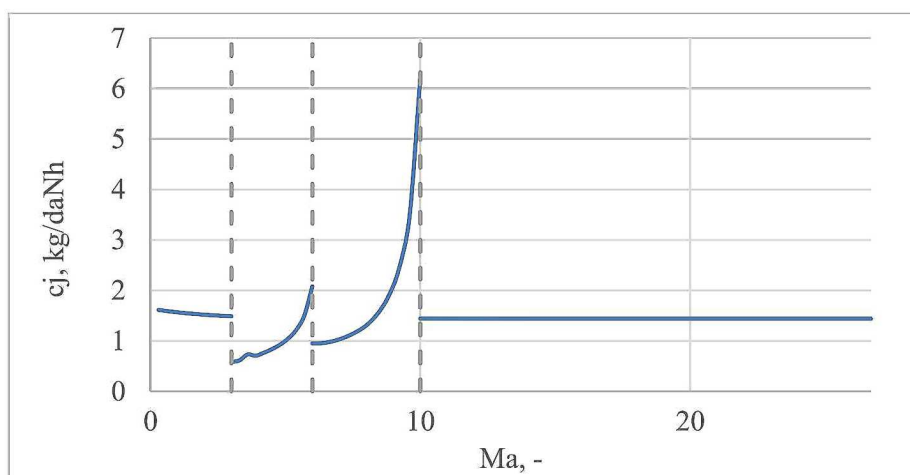
Tabela 1. Osiągi silników składowych w ich punktach obliczeniowych

Osiągi	Tryb pracy		
	rakietowy	ramjet	scramjet
H [km]	5,0	14	25
Ma_H [-]	1,5	4,2	8
k_j [m/s]	–	733,03	825,9
η_c [-]	0,115	0,623	0,556
η_k [-]	0,485	0,779	0,865
η_o [-]	0,056	0,485	0,481
c_j [kg/(daNh)]	–	0,737	1,308
I_s [s]	189	4981	2806

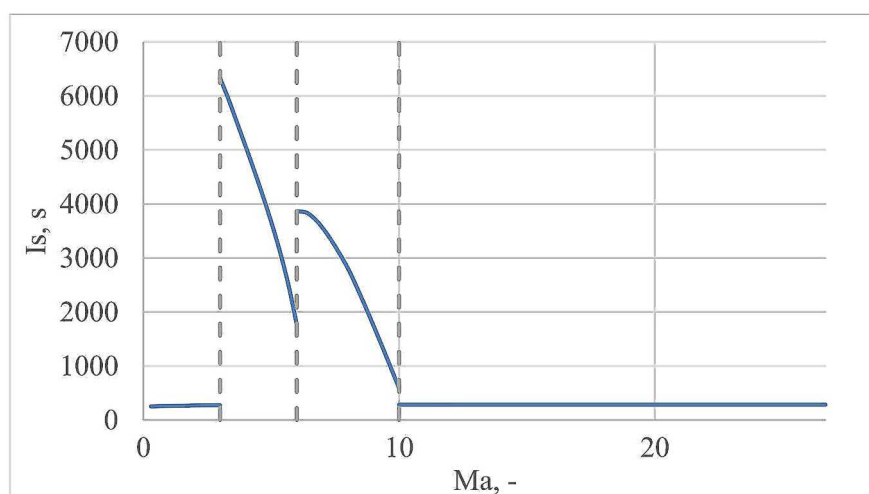
6. Charakterystyki projektowanego napędu

Sporządzono charakterystyki przedstawiające jednostkowe zużycie paliwa, impuls właściwy oraz sprawności całego zaprojektowanego napędu RBCC podczas misji statku SSTO w zależności od liczby Macha.

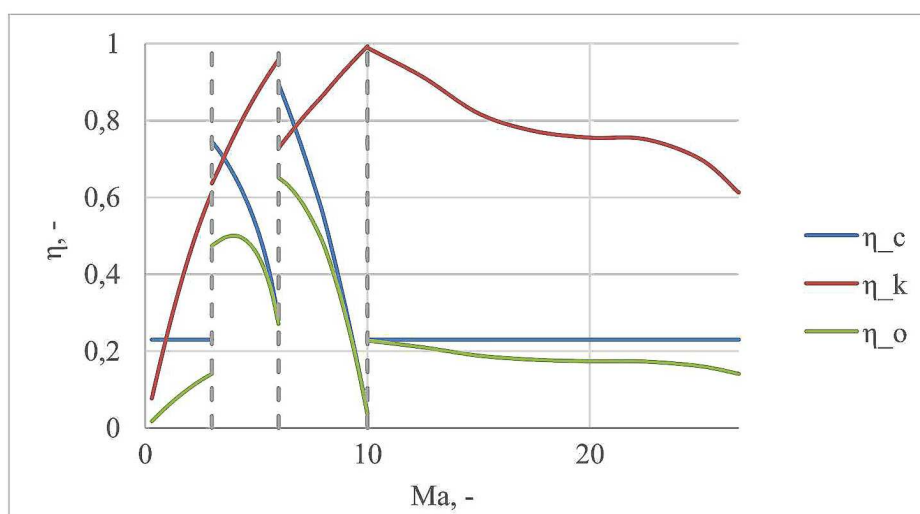
W celu wygenerowania charakterystyki silnika rakietowego skorzystano z programu Rocket Nozzle Interactive Simulator udostępnionego przez NASA na stronie Glenn Research Center [11]. Aby wykonać charakterystyki silnika strumieniowego, posłużono się również programem udostępnionym przez NASA – w tym wypadku był to EngineSimU 1.8a [12]. W związku z tym, że technologia silników strumieniowych typu scramjet jest wciąż w fazie badań i nie są to silniki rozpowszechnione w tak szerokim zakresie jak rakietowe lub strumieniowe typu ramjet, oprogramowanie pozwalające na symulację ich pracy jest trudno dostępne. Zdecydowano zatem o utworzeniu charakterystyk tego silnika metodą analityczną. Przedstawiono je kolejno na rys. 9-11. Liniami przerywanymi zaznaczono liczby Macha, przy których następuje zmiana trybu pracy napędu RBCC.



Rys. 9. Zależność jednostkowego zużycia paliwa napędu RBCC od liczby Macha podczas misji



Rys. 10. Zależność impulsu właściwego napędu RBCC od liczby Macha podczas misji



Rys. 11. Zależność sprawności napędu RBCC od liczby Macha podczas misji

Największe jednostkowe zużycie paliwa jest osiągane w końcowej fazie pracy w III trybie – dla silnika strumieniowego z naddźwiękową komorą spalania. Jednak można stwierdzić, że w odniesieniu do zmiany prędkości towarzyszącej przyrostom zużycia paliwa, średnie jednostkowe zużycie paliwa jest mniejsze w II i III etapie pracy – gdy działają silniki „oddychające” – niż podczas działania silnika raketowego.

Wykres impulsu właściwego przedstawiony na rys. 10 przypomina kształtem wykres zamieszczony na rys. 6 dla silnika Aerojet Strutjet. W przypadku projektowanego silnika nie udało się jednak osiągnąć tak płynnego przejścia między wartościami impulsu właściwego dla obu stosowanych silników strumieniowych. Rozwiązaniem może być wybór innej liczby Macha, w której nastąpi zmiana trybów pracy lub dobranie innych założeń projektowych, np. dotyczących wartości ciągu oraz wymiarów silnika.

7. Podsumowanie

Otrzymane charakterystyki są zbliżone do charakterystyk istniejących konstrukcji tego rodzaju napędów. Potwierdzają one zatem zasadność prac nad rozwojem i wdrażaniem napędów hybrydowych opartych na silnikach raketowych dla statków kosmicznych wielokrotnego użytku, w tym statków jednostopniowych.

Na dalszych etapach rozwoju projektu właściwe byłoby zbadanie wpływu wyboru innych punktów pracy silników składowych jako warunków lotu będących danymi wejściowymi w procesie projektowania danego typu silnika. Istotny jest również aspekt zmienności geometrii, zatem należałoby ustalić praktyczne rozwiązania konstrukcyjne pozwalające na zmianę średnic poszczególnych przekrojów.

Należałoby zbadać, jakie punkty pracy poszczególnych silników będą optymalne jako punkty zmian między trybami pracy. Właściwe byłoby również ustalenie ich jako zakresy – wtedy dwa rodzaje silników pracowałyby jednocześnie podczas zmiany, co mogłoby zwiększyć bezawaryjność tego procesu.

Przedstawiony projekt napędu hybrydowego RBCC potwierdza istnienie zalet takich napędów, dotąd dokumentowanych na podstawie eksperymentalnych modeli. Istnieje wiele aspektów zarówno procesu projektowania, jak i badania napędów hybrydowych RBCC, których rozwój jest wskazany, aby możliwie zmniejszyć trudności związane z projektowaniem i modelowaniem pracy napędów RBCC. Może być to szczególnie istotne w związku z rosnącym zainteresowaniem lotami kosmicznymi nie tylko agencji rządowych, ale również firm i osób prywatnych. Głównymi przesłankami wskazującymi na konieczność rozwoju tego rodzaju napędów są zwiększony wynikowy impuls właściwy całego układu napędowego, możliwość zabrania na niską orbitę okołoziemską ładunków o większej masie wynikająca ze zmniejszenia ilości zabieranych na pokładzie materiałów pędnych oraz możliwość wykonywania lotów kosmicznych o większej częstotliwości niż przy zastosowaniu raket i statków kosmicznych jednokrotnego użytku.

Bibliografia

1. REDDY D.R., BLANKSON I., Emerging air-breathing propulsion technologies, [W:] *Encyclopedia of Aerospace Engineering*, Chichester, Wielka Brytania, John Wiley & Sons Ltd., 2010
2. KANDA T., Combined-cycle engines, [W:] *Encyclopedia of Aerospace Engineering*, Chichester, Wielka Brytania, John Wiley & Sons Ltd., 2010
3. EL-SAYED A.F., *Fundamentals of Aircraft and Rocket Propulsion*, Zagazig, Egipt, Springer-Verlag, London, 2016

4. CZYSZ P.A., BRUNO C., CHUDOBA B., *Future Spacecraft Propulsion Systemes and Integration. Enabling Technologies for Space Exploration*, 3rd Edit., Heidelberg, Niemcy, Springer-Verlag GmbH Germany, 2018
5. OLSSON U., *Aerospace Propulsion from Insects to Spaceflight*, Sztokholm, Szwecja, Volvo Aero Corporation, 2006
6. FAROKHI S., *Aircraft Propulsion*, 2nd Edit., Chichester, Wielka Brytania, John Wiley & Sons Ltd., 2014
7. MUSIELAK D., *Scramjet Propulsion: A Practical Introduction*, Hoboken, USA, John Wiley & Sons Inc., 2023
8. FAROKHI S., *Future Propulsion Systems and Energy Sources in Sustainable Aviation*, Hoboken, USA, John Wiley & Sons Inc., 2020
9. SIEBENHAAR A., BULMAN M.J., BONNAR D.K., *The Strutjet Rocket Based Combined Cycle Engine*, USA, Rząd USA, 1998
10. MATTINGLY J.D., *Elements of Propulsion: Gas Turbines and Rockets*, Blacksburg, USA, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2006
11. Glenn Research Center, *Rocket Nozzle Interactive Simulator*, Pobrane: 30.12.2023, <https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/rnoz/>
12. Glenn Research Center, *Engine Parameter Interactive*, Pobrane: 30.12.2023, <https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/enginesimu/>
13. RYGIEL A., *Projekt koncepcyjny napędu hybrydowego RBCC (Rochet-based combined cycle) dla statku kosmicznego wielokrotnego użytku*, Praca inżynierska, Politechnika Wroclawska, 2024

Conceptual design of the RBCC propulsion system for a spacecraft

Hybrid propulsion systems are considered to be the main propulsion systems for future hypersonic aircraft and spacecraft. They are analysed in this article together with the types of engines they are composed of. An analysis of the existing rocket-based combined cycle engines is carried out. The LACE, SABRE and Aerojet Strutjet/ISTAR engines are considered. A concept of an RBCC engine for a SSTO spacecraft is proposed based on the analysis. Preliminary flow and thermodynamic calculations have been conducted to define propulsion system geometry and flight and mission characteristics. The results contain specific fuel consumption, specific impulse and efficiency characteristics. The RBCC engine that was designed had similar characteristics to the existing RBCC propulsion systems. These findings show that the making use of hybrid propulsion systems may lead to higher possible payload weight. It needs to be mentioned that the design, simulation and testing methods for RBCC engines should be farther developed in order to create propulsion systems with higher specific impulse than rockets for SSTO and TSTO spaceplanes. The areas that need development in the design proposed in this article are construction complexity as well as calculation and simulation models.