

KONCEPCJA RAKIETY KOSMICZNEJ PRZEZNACZONEJ DO TRANSPORTU MIKRO-SATELITÓW NA ORBITĘ SYNCHRONIZOWANĄ SŁONECZNIE

W. Florczuk, M. Folusiak, D. Kublik, G. Rarata, K. Sobczak, K. Świdorski, P. Surmacz,
P. Wolański
Instytut Lotnictwa

Streszczenie

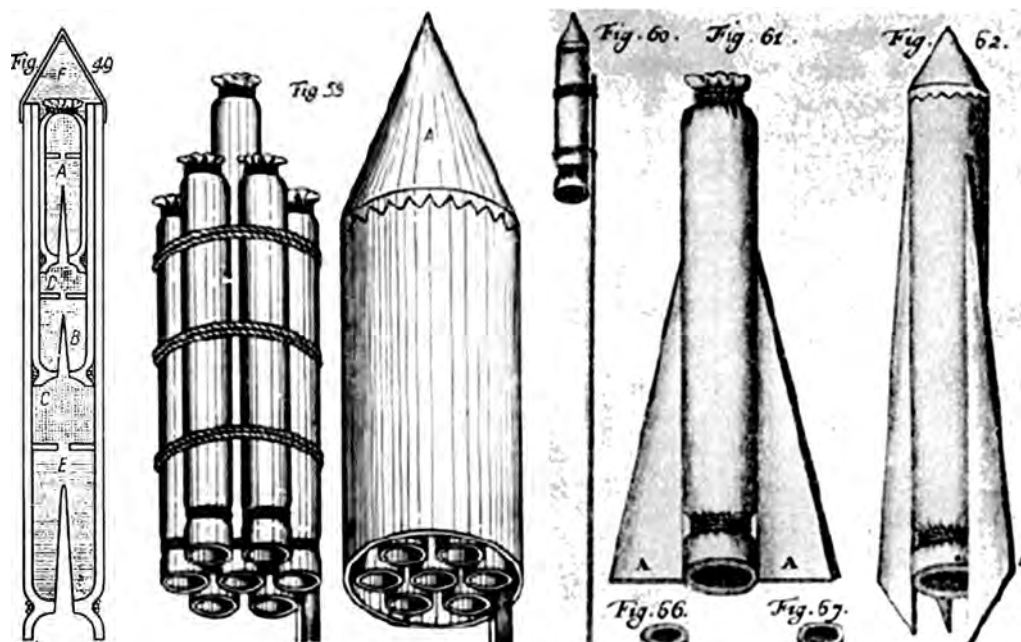
W pracy przedstawiono historyczny rys rozwoju technik raketowych w Polsce oraz rolę Instytutu Lotnictwa w budowie raket balistycznych i meteorologicznych w latach 60-70-tych ubiegłego stulecia. Krótko omówiono budowę w Instytucie lotnictwa pierwszych instrumentów pomiarowych umieszczanych na satelitach z serii „Interkosmos” oraz obecną aktywność Polski w wykorzystaniu technik kosmicznych.

Zasadnicza część pracy poświęcona jest omówieniu problemu budowy rakiety do wysyłania małych satelitów Ziemi. Przedstawiono w niej analizę zapotrzebowania na rakiety wynoszące na orbity Ziemi małe satelity oraz metodykę opracowania konstrukcji takiej rakiety. Przeanalizowano wybór materiałów pędnych, silników raketowych i w efekcie porównano konstrukcję rakiety dwu i trzystopniowej przeznaczonej do wynoszenia satelitów o masie 100 kg na orbitę synchronizowaną słonecznie na wysokości 600km.

1. RYS HISTORYCZNY WKŁADU POLAKÓW W ROZWÓJ BADAŃ KOSMICZNYCH, TECHNIKI RAKIETOWEJ I SATELITARNEJ

Kosmos zawsze fascynował ludzi, w przeszłości Słońce, Księżyc i gwiazdy były przedmiotem kultów religijnych, lecz w miarę poznawania otaczającego nas świata ludzkość odkrywała kolejne tajemnice. Mikołaj Kopernik jako pierwszy zrozumiał porządek istniejący w Układzie Słoneczny, a Jan Heweliusz w XVII wieku za pomocą zbudowanego przez siebie teleskopu badał Księżyc. W roku 1650 w wydanej przez siebie książce, „Wielka sztuka artylerii, część pierwsza”, Kazimierz Siemienowicz zaproponował budowę raket wielostopniowych, ich stabilizację za pomocą stateczników aerodynamicznych oraz budowę wiązek raket, dla zwiększenia ładunku transportowanego przez te rakiety – Rys.1.

W dziewiętnastym wieku generał Józef Bem doskonalił konstrukcję raket, Ignacy Łukasiewicz otrzymał naftę z ropy naftowej, a Karol Stanisław Olszewski i Zygmunt Wróblewski jako pierwsi uzyskali ciekły tlen. Niewiele osób wie, że idee Kazimierza Siemienowicza oraz osiągnięcia Ignacego Łukaszewicza, Karola Stanisława Olszewskiego i Zygmunta Wróblewskiego zostały wykorzystane w rakiecie, która ponad 50 lat temu wniosła na orbitę Ziemi pierwszego sztucznego satelitę - „Sputnika-1”. Rakieta ta, była konstrukcją wielostopniową. Jej pierwszy stopień złożony był z wiązki pięciu podobnych do siebie raket. Dodatkowo wyposażona była w stabilizatory aerodynamiczne (do stabilizacji lotu w atmosferze), a wszystkie jej silniki raketowe były napędzane mieszaniną nafty i ciekłego tlenu.



Rys. 1. Idee: rakiety wielostopniowej, wiązki rakiet oraz wykorzystania stabilizatorów aerodynamicznych, zaproponowane przez K. Siemienowicza w 1650r.



Rys. 2. Próba poligonowa rakiety balistycznej opracowanej w Instytucie Lotnictwa.

W latach sześćdziesiątych ubiegłego wieku w Instytucie Lotnictwa intensywnie rozwijano techniki raketowe. Zostały wtedy opracowane balistyczne (rys.2) i przeciwpancerne pociski raketowe.

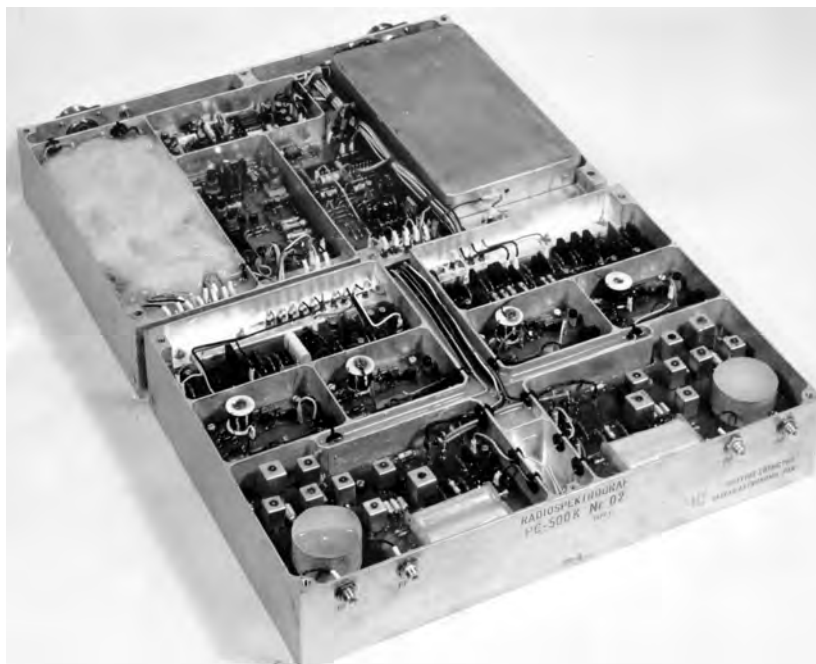
Niewiele osób wie, że w tym czasie mogła być zbudowana w Polsce rakiet kosmiczna oparta na bazie opracowanych pocisków raketowych. Polska mogła stać się trzecim krajem, który za pomocą własnej rakiety mógł wysłać w kosmos sztuczny satelitę ziemi. Nie było jednak takiej woli politycznej, toteż program raketowy został w znacznej części zamknięty, a uzyskane doświadczenie zostało wykorzystane jedynie w programie budowy rakiet meteorologicznych. Rakiety METEOR wzlatające na wysokości od 30 do 100 km umożliwiały, dzięki aparaturze pomiarowo-badawczej umieszczonej w jej odzyskiwanych głowicach, dokonanie pomiarów górnych wiatrów, zmian temperatur i innych właściwości atmosfery istniejących w dolnej granicy kosmosu. Sondazę prowadzono dla potrzeb Państwowego Instytutu Hydrologiczno-Meteorologicznego.

Program budowy rakiet meteorologicznych był zapoczątkowany przez profesora Jacka Walczewskiego z krakowskiego oddziału Instytutu Meteorologii i Gospodarki Wodnej, gdzie w 1957 r. przeprowadzono pierwszy start rakiety meteorologicznej RM-1 wykonanej przez Sekcję Techniczną Krakowskiego oddziału PTA i Komórkę Techniki Rakietowej i Fizyki Atmosfery AGH w Krakowie. Natomiast twórcami rakiet z serii „METEOR” byli Jacek Walczewski i Jerzy Haraźny, a budowę rakiet i wyposażania realizował Instytut Lotnictwa w Warszawie. W sumie wystrzelono około dwustu rakiet meteorologicznych, z których rakiety z serii „METEOR-2” przekroczyły pułap 100 km (Rys. 3). Badania nad rozwojem technik raketowych zostały w Polsce przerwane, gdyż Związek Radziecki przypisał sobie monopol na rozwijanie technik raketowych w bloku wschodnim.



Rys. 3. Rakieta Meteor-2 przeznaczona do badania górnych warstw atmosfery, zbudowana w Instytucie Lotnictwa.

W 1967 r. Polska została partnerem międzynarodowego programu (krajów tzw. wspólnoty socjalistycznej) INTERKOSMOS. Wykorzystując istniejące możliwości przeprowadzono w końcu 1970 r. doświadczenie heliofizyczne. Aparaturę - blok kamer obscura – umieszczono w głowicy radzieckiej rakiety badawczej Wertikal 1. Aparaturę przygotował zespół pracujący pod kierunkiem profesor Jana Mergentalera. Było to pierwsze w historii polskich badań doświadczenie naukowe przeprowadzone w kosmosie. Zaledwie 10 minutowy lot rakiety, która osiągnęła wysokość blisko 500 km, jak i powrót na Ziemię zasobnika z aparaturą spełnił nadzieje badaczy. W następnych latach na pokładach rakiet Wertikal umieszczana była polska aparatura m.in. spektrometry i fotometry rentgenowskie. W 1973 r. w 500-lecie urodzin Mikołaja Kopernika na orbitę okołoziemską wprowadzono satelitę „INTERKOSMOS-9 – Kopernik 500” (Rys. 4).



Rysunek 4. Wnętrze Radiospektrografu RS-500 K, pierwszej aparatury polskiej wyniesionej w satelicie INTERKOSMOS-9

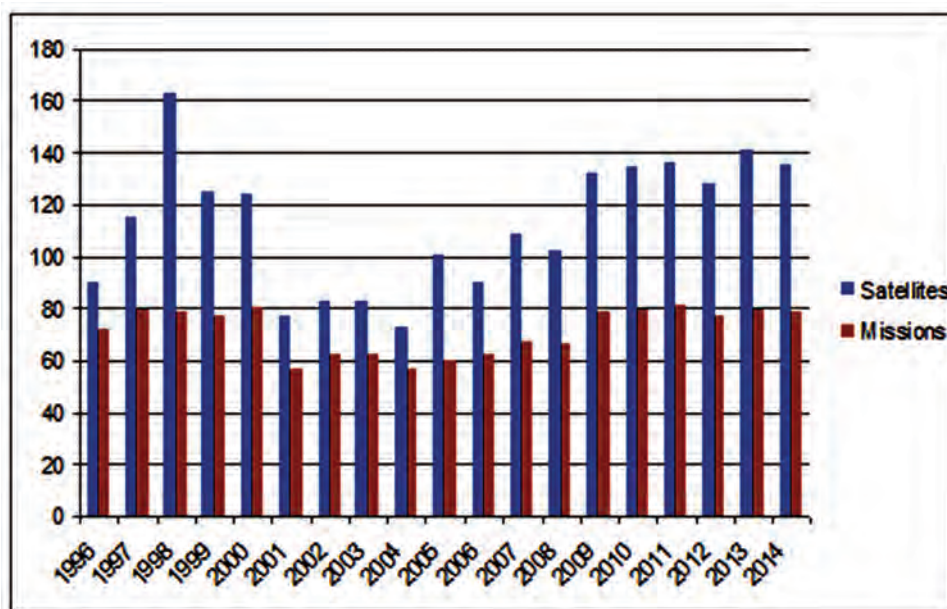
Wśród aparatury badawczej znajdował się polski radiospektrograf RS-500 K służący do pomiarów promieniowania radiowego Słońca na falach dłuższych (od 0,5 do 6 MHz). Program naukowy doświadczenia przygotował zespół z Centrum Astronomicznego im. M. Kopernika w Toruniu pod kierunkiem prof. Jana Hanasza a radiospektrograf zbudowano w Instytucie Lotnictwa w Warszawie pod kierunkiem dr. Zygmunta Krawczyka.

Badania naukowe i budowę aparatury kosmicznej przejęło w latach siedemdziesiątych nowoutworzone Centrum Badań Kosmicznych PAN. Obecnie CBK PAN posiada laboratoria i zaplecze techniczne pozwalające na budowę aparatury naukowej umieszczanej na obiektach kosmicznych. CBK PAN jest także w posiadaniu Obserwatorium Astrogeodynamicznego w Borowcu, gdzie prowadzone są precyzyjne obserwacje sztucznych satelitów do celów geodezyjnych. Wykorzystaniem teledetekcji zajmuje się Instytut Geodezji i Kartografii oraz Politechnika Warszawska i Uniwersytet Warszawski. Działalność komercyjną w tym zakresie obejmuje obrazowanie satelitarne prowadzone przez Satelitarne Centrum Operacji Regionalnych SCOR, GEOSYSTEMS i GIS. Nowoczesne Centrum Usług Satelitarnych T.P.S.A. w Psarach świadczy usługi telekomunikacyjne na najwyższym, światowym poziomie. Od ponad czterdziestu lat w oddziale krakowskim Instytutu Meteorologii i Gospodarki Wodnej odbierane są zdjęcia z satelitów meteorologicznych. Od 2009 roku polska służba meteorologiczna ma pełny dostęp do źródeł obrazów z satelitów meteorologicznych oraz jest członkiem europejskiej organizacji EUMETSAT, dysponującej własnymi satelitami. Od 2007 roku Polska jest stowarzyszona z Europejską Agencją Kosmiczną (ESA) w ramach tzw. programu PECS. Szczegółowy opis polskiej działalności w aspekcie kosmicznym można znaleźć w pracach opublikowanych w kwartalniku „Nauka” PAN [1-4].

2. WPROWADZANIE

Od początku Ery Kosmicznej wystrzelono ponad 5 tys rakiet kosmicznych, które na swoim pokładzie wynosiły na orbity Ziemi jednego, a w późniejszym okresie czasu nawet kilka satelitów jednocześnie. Pierwsze sztuczne satelity Ziemi wystrzelwane przez Związek Radziecki posiadały stosunkowo dużą masę (od 83 do ponad 1300 kg), podczas gdy pierwsze amerykańskie miały masę kilku kilogramów i umożliwiły one wykrycie pasów promieniowania kosmicznego Van

Allena, satelita Explorer 1. Obecnie w kosmos wystrzeliwanych jest bardzo dużo różnego rodzaju sztucznych satelitów Ziemi, począwszy od kilkunastotonowych obserwatoriów astronomicznych, poprzez kilku tonowe satelity telekomunikacyjne umieszczone na orbitach geostacjonarnych, czy satelity przeznaczone do obserwacji i badań Ziemi, do coraz liczniejszych małych satelitów badawczych, eksperymentalnych i edukacyjnych. Zestawienie ilości oraz prognoz wystrzeliwanych rakiet i satelitów w latach 1996-2015 przedstawione jest na Rys.5, a mas wysyłanych satelitów w okresie od 1975 do 2015 na Rys. 6.

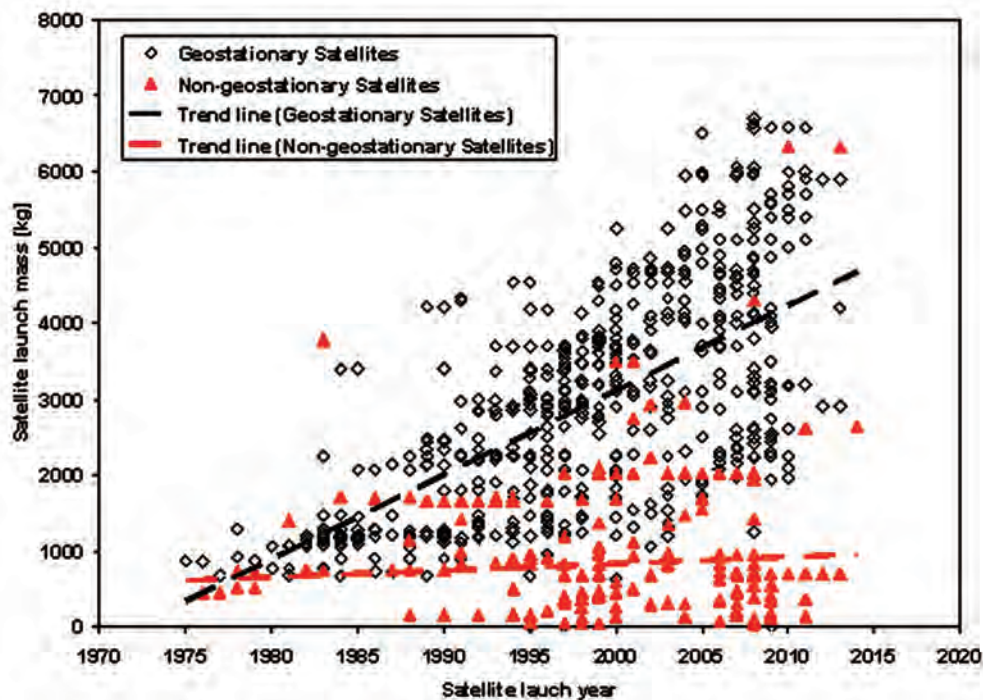


Rys. 5. Zestawienie ilości startów rakiet (misji) i wynoszonych na orbitę Ziemi satelitów w okresie od 1996 do 2015 (zrealizowane i planowane).

Jako duże satelity uważa się obiekty o masie ponad 1000kg. Satelity o mniejszych masach zalicza się najczęściej do tzw. małych satelitów. W grupie małych satelitów najczęściej przyjmuje się następujący podział, w zależności od ich masy. Satelity o masie poniżej 100g nazywane są femto-satelitami, satelity o masach w zakresie 0,1-1,0 kg – piko-satelitami, w zakresie 1 - 10kg – nano-satelitami, w zakresie 10-100 kg mikro-satelitami, a w zakresie 100-500 kg mini-satelitami. Jednym z projektów dużej ilości małych satelitów na orbicie Ziemi jest rozwijany obecnie projekt „QB50”. Przewiduje on wysłanie na bliskoziemskie orbity 50-sięciu jednokilogramowych satelitów studenckich przeznaczonych do badania termosfery w zakresie wysokości 95-300 km. Projekt ten ma być zrealizowany w latach 2012-13, a satelity mają być wysłane za pomocą jednej rakiety.

Duży wzrost liczby satelitów o małych masach spowodowany jest coraz bardziej rosnącym stopniem miniaturyzacji i integracji elementów satelitów (układów pomiarowych, sterowania, kontroli, czy łączności). Rośnie też sprawność baterii fotowoltaicznych i pokładowych systemów magazynowania energii. Do konstrukcji są wykorzystywane nowe materiały o wyższych parametrach eksploatacyjnych, a komputerowe projektowanie i wykonanie zespołów na centrach obróbczych sprzyja dalszej miniaturyzacji rozmiarów i zmniejszeniu masy satelitów. Rośnie więc przekonanie, że w niedługim okresie czasu będziemy mieli do czynienia z seryjną produkcją małych satelitów o bardzo zróżnicowanym zastosowaniu. Stąd duże zainteresowanie raketami, które będą mogły wprowadzać na niskie orbity Ziemi obiekty o masie w zakresie 100-250 kg. Najbardziej atrakcyjnymi orbitami w grupie orbit bliskoziemskich są tzw. orbity synchronizowane słonecznie (po angielsku - *sun-synchronous orbit* – *SSO*). Orbita Synchronizowana Słonecznie to geocentryczna orbita w której wysokość i nachylenie są tak dobrane, że obiekt (satelita) przelatuje nad określonym punktem Ziemi zawsze o tej samej porze (dnia lub nocy), tzn. o tym samym lokalnym czasie. Naświetlenie (dla dziennej części orbity) jest

więc zawsze takie same. Jest to spowodowane tym, że oddziaływanie Słońca powoduje precesję orbity (w układzie gwiazdowym) z taką samą prędkością kątową, jak prędkość kątowa ruchu Ziemi po orbicie wokół Słońca. Efekt ten jest uzyskiwany dla satelitów znajdujących się na okołobiegunowych orbitach kołowych, wstecznych (tzn. kąt nachylenia płaszczyzny orbity do równika jest większy od 90 stopni – najczęściej około 98°), poruszających się zazwyczaj na wysokościach, w przybliżeniu, w zakresie 600-800 km (oczywiście mogą być i inne orbity, ale te są najczęściej wykorzystywane), a okres ich obiegu zawiera się w granicach 96-100 min (około 15 razy okrążają Ziemię na dobę). Satelity umieszczane na takich orbitach są przeznaczone głównie do teledetekcji, meteorologii, celów wojskowych, itp.



Rys. 6. Zależność masy satelitów od roku wystrzelenia (zrealizowane i planowane)

3. WYBÓR KONCEPCJI

Istnieje obecnie wiele rakiet zdolnych do wynoszenia na SSO obiektów o masie od kilkudziesięciu do kilkuset kilogramów. Koszt wyniesienia (w przeliczeniu na kg masy satelity) jest bardzo zróżnicowany i waha się w granicach od kilku tysięcy do kilkudziesięciu tysięcy dolarów - zestawienie przedstawione jest w Tabeli 1. Pomimo istnienia tej grupy rakiet wydaje się niezbędne opracowanie małych rakiet nośnych ściśle przeznaczonych do wynoszenia na bliskoziemskie orbity satelitów o masie w zakresie od 100-250 kg.

W Instytucie Lotnictwa rozpatrywany jest projekt rakiety zdolnej do wynoszenia sztucznych satelitów Ziemi o masie 100 kg na orbity synchronizowane słonecznie. Skupiono się na rozwiązaniach ograniczających stopień skomplikowania, minimalizujących masę konstrukcji, cechujących się wysoką niezawodnością oraz wykorzystujących ekologiczne materiały pędne, co w rezultacie przekłada się na obniżenie kosztów, a tym samym pozwala na elastyczne funkcjonowanie systemu transportu jako całości. Jako ekologiczne środki napędowe rozpatrywano grupę paliw prostych w użyciu, takie jak: metan, propan, czy alkohol etylowy, natomiast jako utleniacze: ciekły tlen lub stężony (95%) nadtlenek wodoru. Przeprowadzono analizy możliwych do osiągnięcia impulsów właściwych, systemów zasilania (ciśnieniowy i turbo-pompowy), wyboru silników (klasyczny i wykorzystujący wirującą detonację), i na tej podstawie rozpatrywano różne wersje rakiet dwustopniowych oraz rakiet trzystopniowych,

z pierwszym stopniem spełniającym rolę boostera, wynoszącego dwa podstawowe stopnie na wysokość w zakresie 25-50 km.

W przypadku rakiety trzystopniowej, pierwszy stopień byłby odzyskiwany na spadochronie w okolicy wyrzutni. Wstępnie w rakiecie trójstopniowej przyjmowano wszystkie stopnie zasilane ciśnieniowo, podczas gdy rakietę dwustopniową posiadałaby pierwszy stopień zasilany silnikiem z układem turbo-pompowym. W wersji trzystopniowej, w początkowym okresie lotu rakietę poruszałaby się po stromym torze, co zapewniałoby możliwość prostego odzyskania stopnia startowego, który dla uproszczenia konstrukcji zasilany byłby ciśnieniowo. Takie rozwiązanie daje znacznie lepszy współczynnik konstrukcyjny rakiety. Poniżej przedstawione będą analizy: doboru silnika (silników), wyboru konstrukcji rakiety, optymalizacji rozkładu mas stopni (przyrostu prędkości na każdy stopień) oraz obliczenia toru lotu rakiet na SSO.

Tabela 1. Zestawienie będących w dyspozycji i rozwijanych rakiet przeznaczonych do wysyłania małych satelitów.

Nazwa rakiety	Kraj	Masa ładunku	Koszt całkowity (M \$)	Koszt/kg (1000 \$)
VLM	Brazylia	100	4	40
Shtil-1	Rosja	140	1.4 – 2.1	10 - 15
Volna	Rosja	180	1 – 1.5	5.5 – 8.3
Shtil-2	Rosja	220	3 – 4.5	13.6 – 20.4
Dnepr	Rosja	300	8 - 11	26.7 – 36.7
Scorpius	USA	314	2.9	9.25
VLS	Brazylia	380	8	21.05
Pegasus	USA	443	15 - 25	33.9 – 56.4

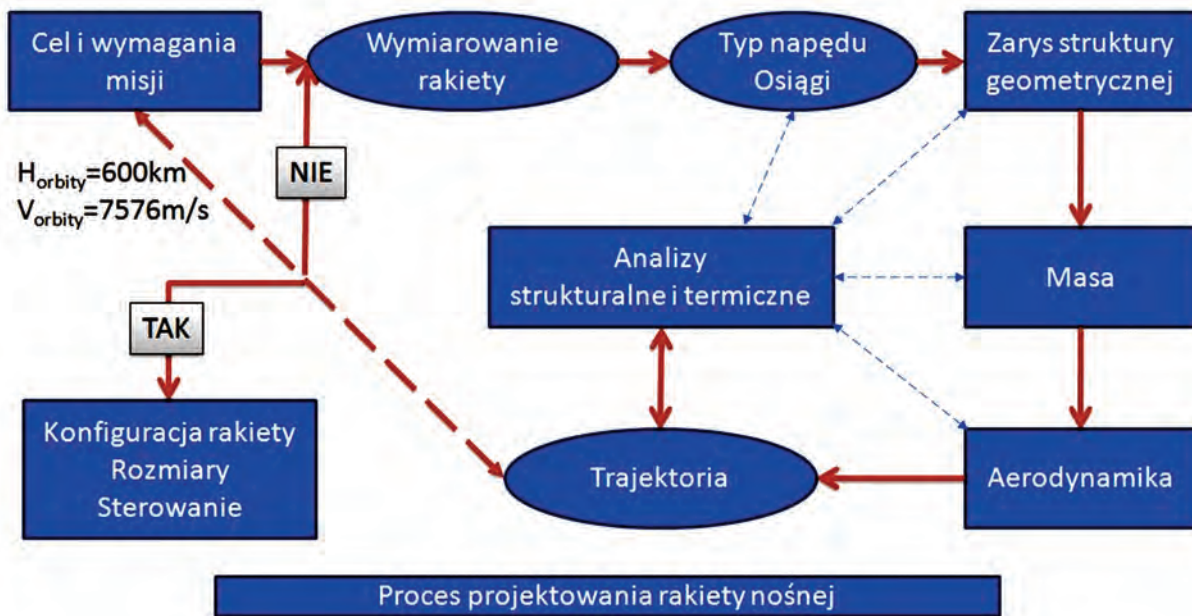
4. ETAPY PROJEKTOWANIA

Celem projektu koncepcyjnego było opracowanie rakiety kosmicznej zdolnej do wynoszenia satelitów o masie 100 kg na orbitę synchronizowaną słonecznie. Konstrukcja ta, wyposażona w ciśnieniowy system zasilania kriogenicznych składników materiału pędnego, ma stanowić ekonomiczne, niezawodne i ekologiczne rozwiązanie transportu małych satelitów.

Poszczególne etapy projektowania, wymienione na poniższym schemacie, mają różny wpływ na końcowy rezultat, a unikalność rozwiązań systemów i elementów składowych, prezentowanych w dalszej części artykułu, stanowi o innowacyjności rozważanej konstrukcji. Proces projektowania rakiety nośnej jest bardzo skomplikowany ze względu na mnogość i złożoność relacji pomiędzy elementami rakiety. Fakt ten utrudnia proces optymalizacji, którego celem jest efektywne wykorzystanie energii chemicznej materiału pędnego.

Zgodnie z powyższym schematem zaprezentowano wpływ poszczególnych etapów projektowania na wybór optymalnego rozwiązania końcowego. Skupiono się na rozwiązaniach ograniczających stopień skomplikowania, minimalizujących masę konstrukcji, uwzględniających czynniki ekologiczne oraz cechujących się wysoką niezawodnością, co w rezultacie przekłada się na obniżenie kosztów, a tym samym pozwala na elastyczne funkcjonowanie systemu transportu jako całości.

Przedstawiony poniżej opis procesu projektowania rakiety zilustrowany został szczegółami dotyczącymi najbardziej obiecującej konstrukcji – rakiety trójstopniowej zasilanej ciśnieniowo. Przedstawiono jednak również konstrukcję rakiety dwustopniowej o turbo pompowym systemie zasilania oraz obliczenia toru lotu obu rakiet.



Rys. 7. Schemat etapów projektowania

Szacowanie mas i przyrostów prędkości poszczególnych stopni rakiety

Ten etap koncepcyjnego projektowania rakiety nośnej oparto na uproszczonej zasadzie zachowania pędu, która dla rakiet wielostopniowych często nazywana jest równaniem Ciołkowskiego:

$$u = c \cdot \ln\left(\frac{m_0}{m_f}\right) + u_0$$

w którym kluczowe znaczenie dla osiągnięć rakiety ma parametr charakteryzujący materiał napędowy, tj. impuls właściwy, jak i drugi, związany z konstrukcją stopnia, tj. współczynnik konstrukcyjny.

Równanie to pomija wpływ oporu aerodynamicznego oraz sił grawitacyjnych działających na rakietę w czasie jej lotu przez atmosferę. Z tego powodu jest ono pierwszym przybliżeniem osiągnięć rakiety i nie odzwierciedla rzeczywistego profilu jej misji. Uwzględniając szacowane straty prędkości oraz straty wynikające z działania sił oporu i sił grawitacyjnych możliwe jest wstępne określenie poszczególnych mas rakiety.

W oparciu o program CEA przeprowadzono obliczenia impulsów właściwych dla warunków pracy silników stopnia startowego i kosmicznego. Z obliczeń tych wynika, że mieszanina ciekłego metanu i ciekłego tlenu daje najwyższe wartości impulsów ($I_{sl} = 2550$ m/s – dla stopnia startowego, $I_{vac} = 3500$ m/s – dla stopnia kosmicznego) i są one wyższe o około 200 m/s, dla mieszaniny ciekłego tlenu z alkoholami, czy o około 150 m/s z naftą.

Wartości współczynników konstrukcyjnych dla poszczególnych stopni przyjmowano, uwzględniając ich warunki pracy wynikające z wartości ciśnienia zasilania silników, obciążenia aerodynamicznego oraz maksymalnego przyspieszenia. Uzyskane współczynniki porównywano do współczynników konstrukcyjnych istniejących rakiet.

Idea wykorzystania boostera, który rozpędzi pozostałe stopnie rakiety (drugi i trzeci) do prędkości około 1000 m/s na wysokości w zakresie 25-50 km jest związana z możliwością jego wielokrotnego wykorzystania. Taki booster posiadałby stosunkowo prostą konstrukcję, a jego odzyskiwanie byłoby łatwe. Wracałby on na Ziemię w okolicach wyrzutni, tj. mógłby być sterowany podczas opadania za pomocą spadochronu. Jedynie, do wymiany mogłyby być elementy silnika. Booster taki po badaniu technicznym, niewielkim kosztem przygotowany by

był do kolejnego lotu. Nieodzyskiwalnym byłyby natomiast stopień drugi i trzeci. Oba te stopnie, pracowałyby już praktycznie w próżni, toteż ciśnienie zasilania silników mogłoby być stosunkowo niewysokie, przez co wartości współczynniki konstrukcji byłyby małe.

Po oszacowaniu strat prędkości spowodowanych oporami aerodynamicznym oraz grawitacyjnymi określono wartość całkowitego przyrostu prędkości, który jest sumą prędkości wymaganej do wprowadzenia satelity na orbitę kołową oraz wspomnianych powyżej strat. Oszacowano więc, że dla rozważanej koncepcji umieszczenia satelity na orbicie synchronizowanej słonecznie na wysokość 600km nad powierzchnią Ziemi całkowity przyrost prędkości powinien zawierać się w zakresie 9500-10700 m/s. Poszczególne składowe prędkości oszacowane w pierwszym przybliżeniu są przedstawione w poniższej tabeli:

Tabela 2. Szacunkowy rozkład przyrostów i strat prędkości pomiędzy stopnie rakiety.

	Prędkość orbitalna ($h_{orb}=600km$)	Straty aerodynamiczne	Straty grawitacyjne	Straty lotu swobodnego
	[m/s]	[m/s]	[m/s]	[m/s]
	7576	400 - 1000	750 - 1150	800 - 1000
Przyrost całkowity[m/s]	9500 - 10500			
Przyrosty prędkości; straty prędkości				
	Przyrost prędkości bez strat	Straty aerodynamiczne	Straty grawitacyjne	Lot swobodny
I stopień	1000	350 - 800	200 - 300	-
II stopień	3000	50 - 200	250 - 350	-
III stopień	3500	-	250 - 500	800 - 1000

Dobór silnika (silników)

Silnik pierwszego stopnia rakiety kosmicznej pracuje w zmiennych warunkach ciśnienia. Praca jego rozpoczyna się na poziomie morza (przy ciśnieniu atmosferycznym), a kończy praktycznie przy minimalnej wartości ciśnienia zewnętrznego. Silnik taki, ze względu na jego maksymalne wykorzystanie musi w czasie startu pracować w warunkach bliskich oderwania. Dobór takich parametrów pracy silnika jest podyktowany tym, że w miarę wzrostu wysokości lotu jego osiągi się poprawiają (wzrasta impuls właściwy). Natomiast parametry pracy silników wyższych stopni są praktycznie dobierane do warunków pracy w próżni.

Dla większości silników startowych punktem obliczeniowym są ciśnienia wylotowe na poziomie 0,5 – 0,65 bar. Wartość ciśnienia wylotowego na takim poziomie pozwala na uniknięcie zjawiska oderwania przepływu w dyszy niezależnie od przyjętej zasady określania jego wystąpienia. Ciśnienie wylotowe silników wyższych stopni uwarunkowane jest praktycznie przez dwa ograniczenia, tj. uniknięcie kondensacji na wylocie z dyszy oraz nieprzekroczenia przez średnicę wylotową dyszy średnicy stopnia rakiety. Ciśnienie wylotowe silników stopni pracujących poza atmosferą ogranicza także warunek nałożony na wartość maksymalnego rozprężania (nie więcej niż ~ 1000), lub stopień rozwarcia dyszy (nie większy niż ~ 100). Wyższy stopień rozwarcia dyszy powoduje trudności w wykonaniu i zapewnieniu jej sztywności, a także znacznie zwiększa masę całego silnika, przez co maleje sprawność całej rakiety. Zestawienie parametrów pracy silników raketowych zawarte są w tabelach 3 - 5.

Tabela 3. Przyjęte ciśnienie w komorze spalania.

	I stopień	II stopień	III stopień
P_c [bar]	20	10	10
P_e [bar]	0,5	0,05	0,01

Powyższe „brzegowe” parametry pracy silników poszczególnych stopni rakiety pozwoliły na określenie ich osiągnięć przy użyciu programu VisualCEA[10].

Tabela 4. Impulsy właściwe silników raketowych poszczególnych stopni.

P_c [bar]	20	10	10
I_{sp} [m/s]	2860	3250	3550
I_{vac} [m/s]	3160	3500	3700
I_{sl} [m/s]	2550	-	-

Dobór wartości ciągu silnika danego stopnia zależy od masy stopnia (rakiety) oraz przewidywanych wartości przeciążeń. Dla silników pierwszego stopnia wartość przeciążenia (stosunek przyspieszenia uzyskiwanego przez raketę do przyspieszenia ziemskiego) powinna mieścić się w zakresie 1,12 – 1,5 dla zapewnienia prawidłowego startu, natomiast wartość ta nie powinna przekraczać 4 w czasie całkowitej pracy silnika danego stopnia.

Tabela 5. Ciąg, wydatek masowy, czas działania.

	I stopień	II stopień	III stopień
Ciąg [N]	240000	75000	7500
Wydatek [kg/s]	94,19	23,04	2,11
Czas działania [s]	111	208	322

Wymiary silników, wynikające z wartości wydatków i parametrów termodynamicznych określono w oparciu o programy VisualCEA[10] oraz REGANP[11].

Tabela 6. Wymiary konstrukcyjne silników.

	I stopień	II stopień	III stopień
Stosunek rozwarcia przekrojów [-]	6,6	23,7	90,5
Średnica przekroju krytycznego [m]	0,332	0,231	0,069
Średnica wylotowa [m]	0,853	1,123	0,661
Pole przekroju wylotowego [m ²]	0,571	0,990	0,343

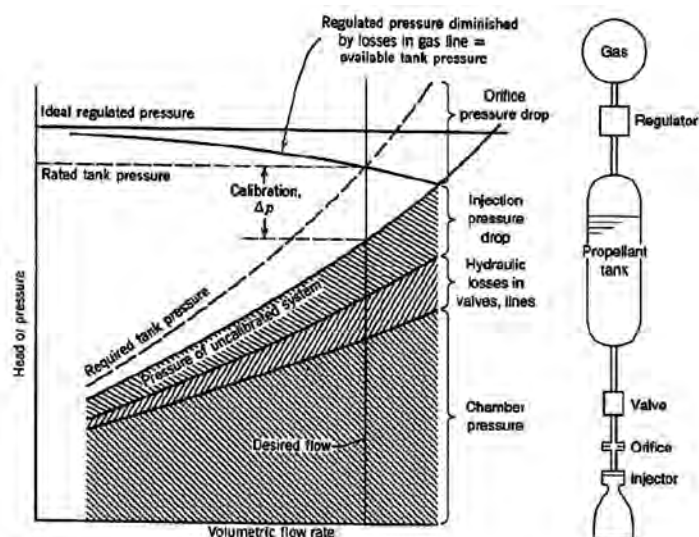
Optymalizacja stopni

Kluczowy wpływ na osiągi rakiety ma masa struktury, dlatego konieczne jest do jej budowy wykorzystanie lekkich materiałów oraz zaawansowanych konstrukcji zbiorników (zbiorniki kompozytowe). W przypadku zasilania ciśnieniowego, który był podstawą koncepcyjnych rozważań, istnieją elementy układu, które w procesie optymalizacyjnym pozwalają na takie redukcje masy.

Układ zasilania ciśnieniowego jest najprostszym i najtańszym systemem zasilania stosowanym w technice raketowej. Ma on jednak ograniczone zastosowanie ze względu na

niższe osiągi w porównaniu do systemów turbo-pompowych. Z tego względu można go stosować w niewielkich raketach o małej nośności.

Gaz roboczy (hel, azot) zawarty w zbiornikach systemu pod wysokim ciśnieniem wpływa poprzez reduktor, ograniczający ciśnienie do poziomu ciśnienia pracy, do zbiorników zawierających składniki materiału pędnego wypychając je przez kanały zasilające do głowicy wtryskowej komory spalania silnika.



Rys. 8. Schemat instalacji zasilania ciśnieniowego oraz strat podczas przetłaczania.

Ciekły tlen i ciekły metan posiadają stosunkowo dużą prężność par. Pozwala to na ograniczenie ilości gazu roboczego wypychającego składniki materiału pędnego ze zbiorników rakiety, zmniejszając jej masę. Dodatkowym sposobem ograniczającym masę czynnika roboczego jest jego podgrzewanie. Wadą ciśnieniowego systemu zasilania jest ciężar zbiorników, których ścianki ze względów wytrzymałościowych muszą być grubsze. Jednak przy takim rozwiązaniu konstrukcja zbiorników stanowi jednocześnie strukturę nośną rakiety.

Obliczenia optymalizacyjne masy ciśnieniowego systemu zasilania wykonano przy użyciu programu Omarak[15]. Program tworzony był z myślą o optymalizacji masy ostatniego stopnia rakiety, ponieważ niezbędnym wejściowym parametrem obliczeniowym był przyrost prędkości uzyskiwany przez dany stopień. Wykorzystując oszacowane straty prędkości związane z oporem i grawitacją istnieje także możliwość wykorzystania go do optymalizacji mas pozostałych stopni rakiety.

Danymi koniecznymi do przeprowadzenia optymalizacji niższych stopni są parametry: impulsów właściwych i masy silnika, składników materiału pędnego, przyrostu prędkości danego stopnia, średnicy minimalnej obliczanej na podstawie przekroju wylotowego silnika. Dane te uzyskano z wcześniejszych etapów projektowania.

Wyniki analiz procesu optymalizacyjnego, poprzez zdefiniowanie typowych parametrów i wymiarów zbiorników aluminiowych, tj. ciśnienie pracy i ich objętość robocza, stanowiły podstawę porównawczą do zbiorników istniejących.

Zestawienie to potwierdziło, że masy zbiorników aluminiowych, które zostały wyliczone odpowiadają masom zbiorników użytych w misjach kosmicznych, pokazało to także, że na przykładzie bardziej zaawansowanych konstrukcyjnie zbiorników kompozytowo – metalowych możliwy jest do uzyskania pewien zapas masy, który przy ich wykorzystaniu znacznie ograniczyłby masę stopni rakiety.

W zastosowaniach kosmicznych coraz szerzej wykorzystywane są materiały kompozytowe, ze względu na ich stosunkowo małą gęstość właściwą, a przy tym wysoką wytrzymałość. Używa się

ich w elementach nośnych, szczególnie górnych stopni jako owiewki, które odrzucane są po opuszczeniu gęstej atmosfery, ale również jako materiały ablacyjne i elementy mocowań ładunków.

Tabela 7. Elementy ciśnieniowego systemu zasilania – I stopień rakiety.

Masa i wymiary						
Zbiornik paliwa	Srednica	1850	mm	Masa całkowita	14000	
	Długość	2350	mm		Masa materialu pędnego	10487
	Grubość	11-16,5	mm			Paliwo
	Masa	573	kg		Utleniacz	7897
Zbiornik utleniacza	Srednica	1850	mm		Zbiorniki	1252
	Długość	2030	mm		Czynnik roboczy	583
	Grubość	11-16,5	mm		Silnik	300
	Masa	679	kg	Struktura i inne	1380	
Zbiornik helu	Srednica	1700	mm			
	Grubość	20,75	mm			
	Masa	378,5	kg			

Tabela 8. Elementy ciśnieniowego systemu zasilania – II stopień rakiety.

Masa i wymiary						
Zbiornik paliwa	Średnica	1850	mm	Masa całkowita	6000	
	Długość	1026	mm		Masa materialu pędnego	4800
	Grubość	5,4-8,3	mm			Paliwo
	Masa	172	kg		Utleniacz	3657
Zbiornik utleniacza	Średnica	1850	mm		Zbiorniki	389
	Długość	596	mm		Czynnik roboczy	325
	Grubość	5,4-8,3	mm		Silnik	200
	Masa	216	kg	Struktura i inne	286	
Zbiornik helu	Średnica	1850	mm			
	Grubość	5,8	mm			
	Masa	275	kg			

Tabela 9. Elementy ciśnieniowego systemu zasilania – III stopień rakiety.

Masa i wymiary						
Zbiornik paliwa	Średnica	950	mm	Masa całkowita	800	
	Długość	521	mm		Masa materialu pędnego	684
	Grubość	2-3	mm			Paliwo
	Masa	17	kg		Utleniacz	530
Zbiornik utleniacza	Średnica	950	mm		Zbiorniki	38
	Długość	345	mm		Czynnik roboczy	41
	Grubość	2-3	mm		Silnik	26
	Masa	21	kg	Struktura i inne	14	
Zbiornik helu	Średnica	925	mm			
	Grubość	2,85	mm			
	Masa	34	kg			

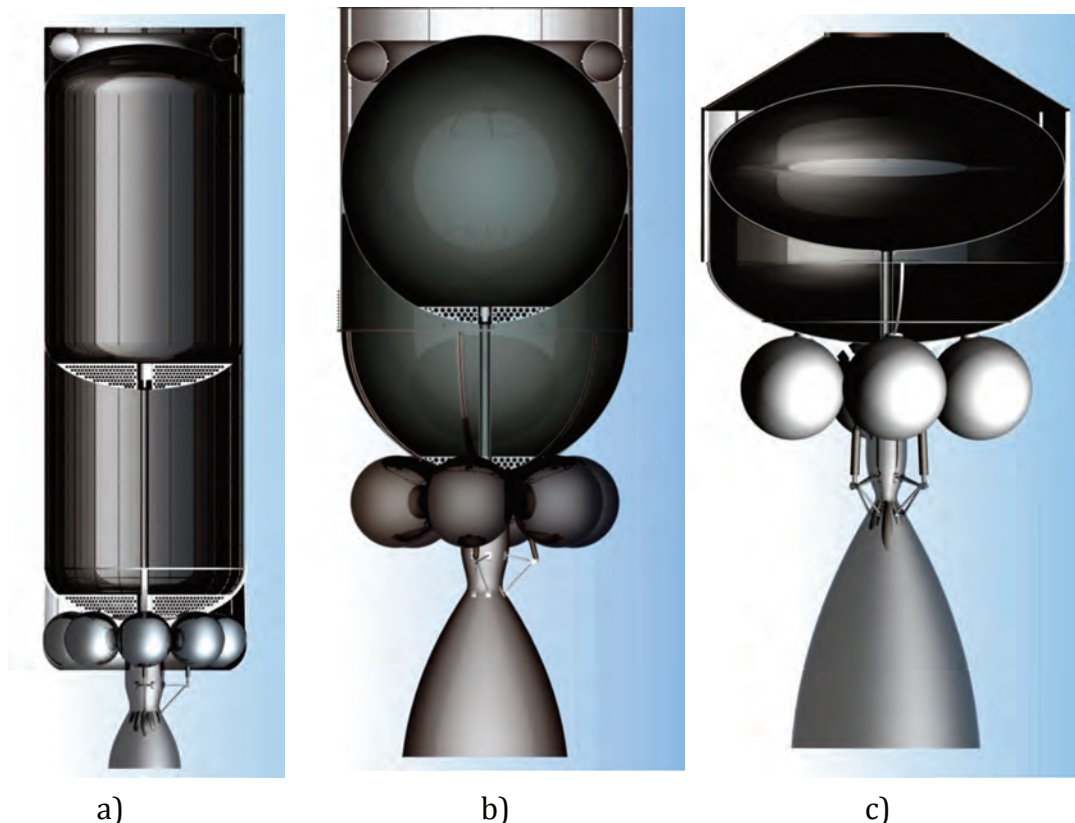
W obliczu tak szerokiego zastosowania, zaczęto badać ich przydatność jako materiały możliwe do wykorzystania przy budowie lekkich zbiorników. Jednak procesy napełniania materiałami kriogenicznymi – wodór, tlen, metan – powodują trudności związane z uszczelnianiem, mikro pęknięciami, stabilnym przechowywaniem (kompatybilnością materiałową). Wymienione zagadnienia przysparzają inżynierom najwięcej problemów. Ich rozwiązanie z pewnością zapewni odebranie prymu wiodącego konstrukcjom wyłącznie metalowym, ponieważ zaletą wykorzystania zbiorników kompozytowych jest przewidywane ograniczenie ich masy rzędu od 20 do 50% w stosunku do masy zbiorników metalowych.

5. KONSTRUKCJA RAKIETY

Rakieta trójstopniowa

Tabela 10. Parametry techniczne poszczególnych stopni rakiety trójstopniowej.

	I stopień	II stopień	III stopień
Średnica [m]	1.85	1.85	1.22
Długość [m]	7.15	4.65	2.26
Masa Struktury [kg]	3500	1200	120
Masa całkowita [kg]	14000	6000	800
Ciąg [kN]	240	75	7.5
I_{sl} [m/s]	2550	3250	-
I_{vac} [m/s]	-	3500	3700

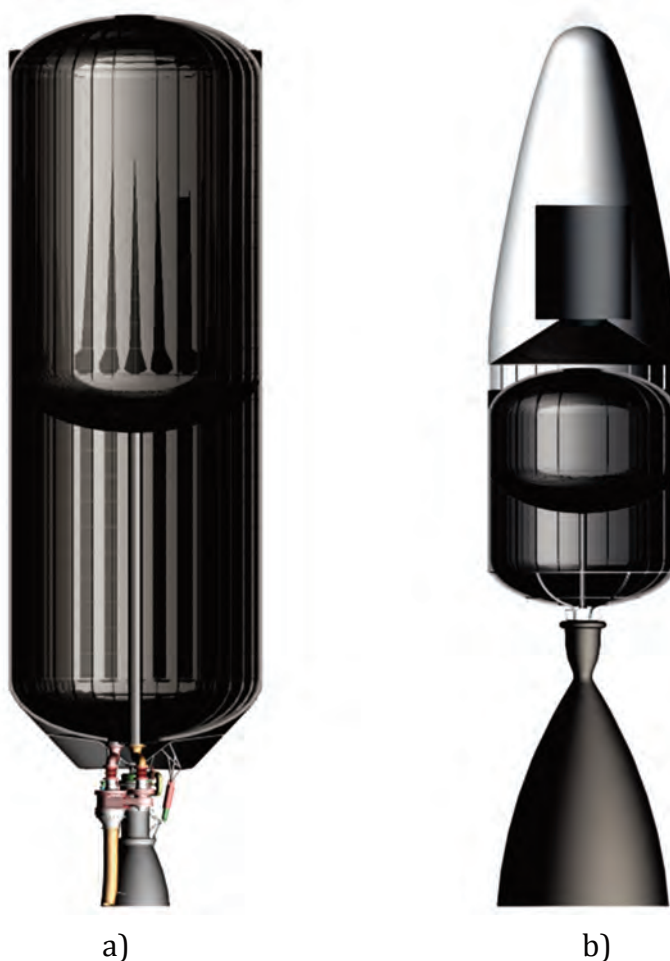


Rys. 9. Poszczególne stopnie rakiety trójstopniowej (a-stopień pierwszy, b-stopień drugi, c-stopień trzeci).

Rakieta dwustopniowa

Tabela 11. Parametry techniczne poszczególnych stopni rakiety dwustopniowej.

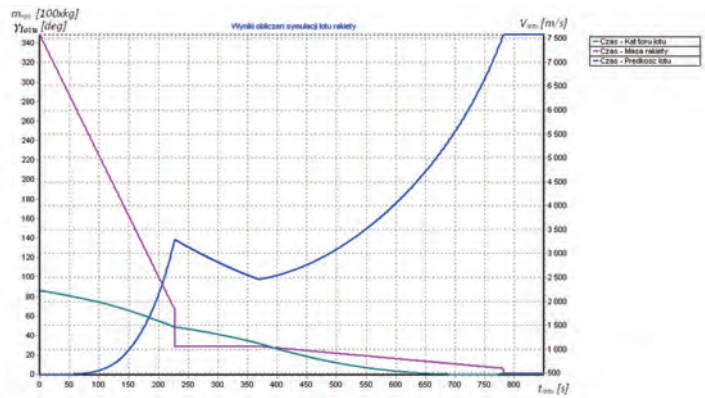
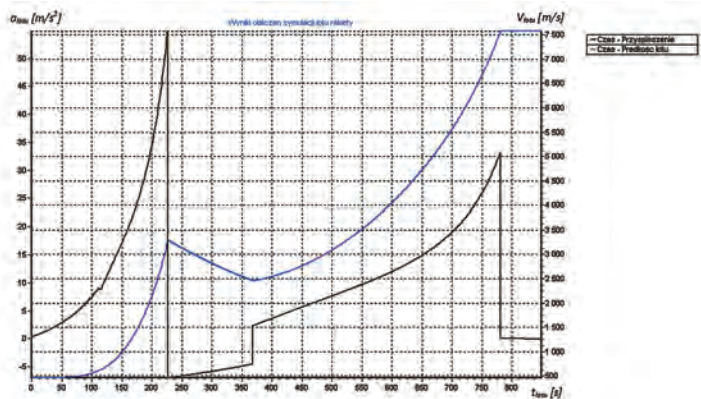
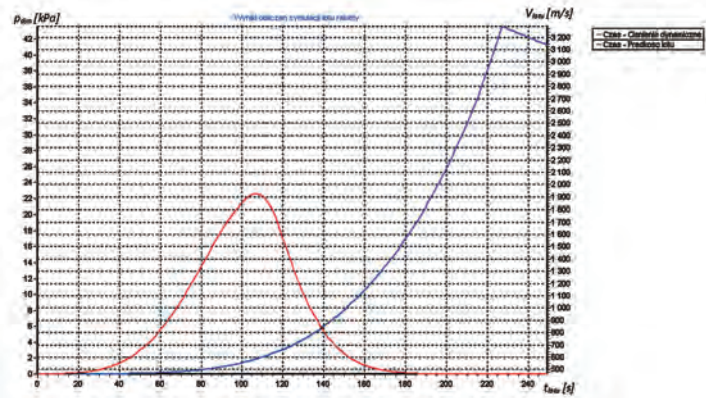
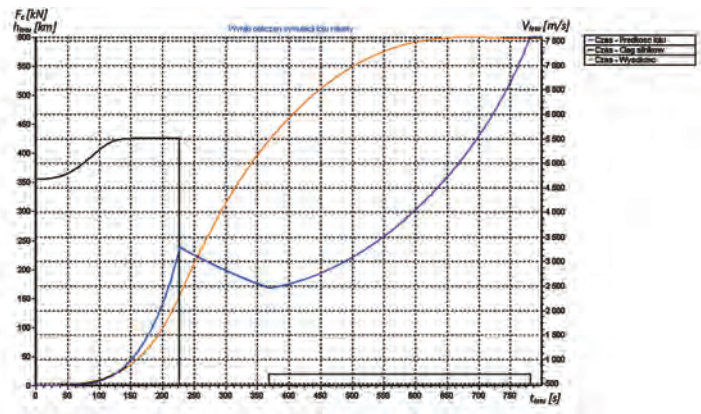
	I stopień	II stopień
Średnica [m]	2.5	1.5
Długość [m]	10,5	8,5
Masa Struktury [kg]	3840	500
Masa całkowita [kg]	32000	2770
Ciąg [kN]	355	20
I_{SI} [m/s]	2860	-
I_{vac} [m/s]	-	3500



Rys. 10. Poszczególne stopnie rakiety dwustopniowej (a-stopień pierwszy, b-stopień drugi).

Obliczenie toru lotu na orbitę SSO

Misją projektowanych rakiet jest dostarczenie ładunku(satelite) o masie 100 kg na kołową orbitę synchronizowaną słonecznie o wysokości około 600 km. Docelowym punktem startu rakiet jest wyrzutnia startowa ELA1 z kosmodromu Europejskiej Agencji Kosmicznej (ESA) znajdującego się w Kourou w Gujanie Francuskiej, w Ameryce Południowej. Symulację lotu opisywanych rakiet wykonano programem komputerowym *VRS* (*Visual Rocket Simulation*), którego opis można znaleźć w pracy[15].



Rys. 11. Wyniki lotu rakiety dwustopniowej zasilanej systemem ciśnieniowym (niebieski-prędkość [m/s], pomarańczowy- wysokość [km], ciemno zielony - ciąg [kN], jasno zielony - przeciążenie [-], szary - siła oporu[kN]).

Ciąg startowy rakiety dwustopniowej wyniósł $F_0=355$ kN, co daje 1.15 wartości ciężaru rakiety w czasie startu. Największe przeciążenie rakiety przed separacją stopnia 1 osiągnęło wartość około 6g. Maksymalne ciśnienie dynamiczne w czasie lotu wynoszące 23kPa, rakietę uzyskała po 105 sekundach, na wysokości 13 km.

Tuż przed wypaleniem się materiału pędnego w pierwszym stopniu, rakietę uzyskuje przyspieszenie $a_I=62$ m/s² na wysokości $h_I=150$ km, a przyrost prędkości równy $\Delta V_I=3290$ m/s. Następnie konstrukcja rakiety poddana jest spadkowi przyspieszenia o 70 m/s² (~7g) do wartości około -7m/s².

Po odrzuceniu zużytego stopnia i po okresie lotu swobodnego, zwanego „coasting period”, czyli lotu bezwładnego, następuje odpalenie następnego stopnia. Czas trwania tej fazy lotu wynosi około 133 sekund i ma on na celu pochylenie rakiety do takiego kąta, aby umożliwił on wejście napędzanego ładunku na kołową orbitę SSO. „Coasting period” powoduje wytracenie prędkości rakiety o 830 m/s, natomiast rakietę wznosi się w tym czasie o około 280 km.

Drugi stopień odpalany jest na wysokości ~430km i pracuje on przez około 400 sekund nadając rakiecie przyrost prędkości $\Delta V_{II}=5119$ m/s. Maksymalne przyspieszenie rakiety pochodzące od pracującego drugiego stopnia wynosi $a_{II}=32$ m/s² (~3.2g). Po separacji ostatniego stopnia ładunek (m=100kg) osiąga orbitę kołową SSO o wysokości 600km. Straty związane z lotem przez atmosferę i oporem grawitacyjnym wynoszą 3177 m/s.

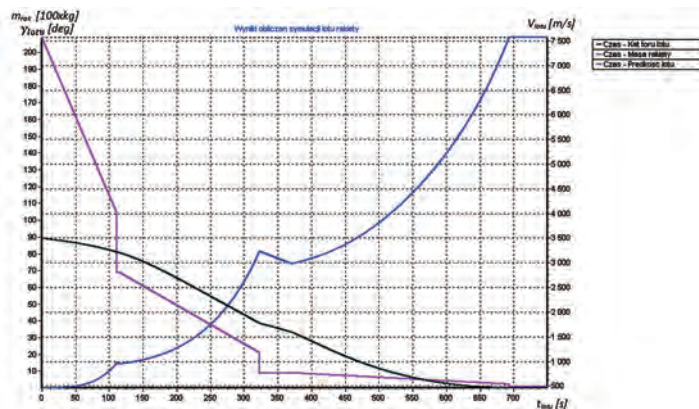
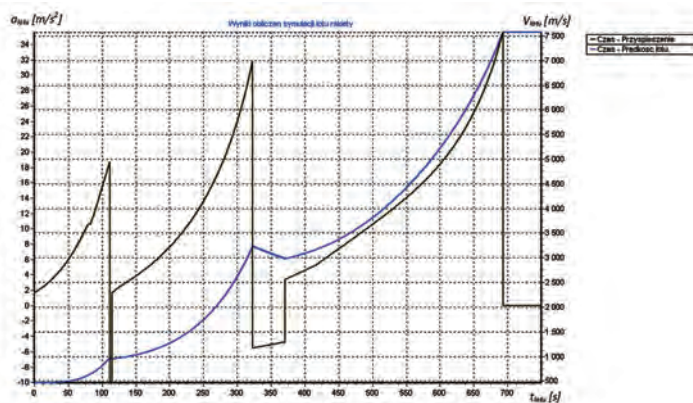
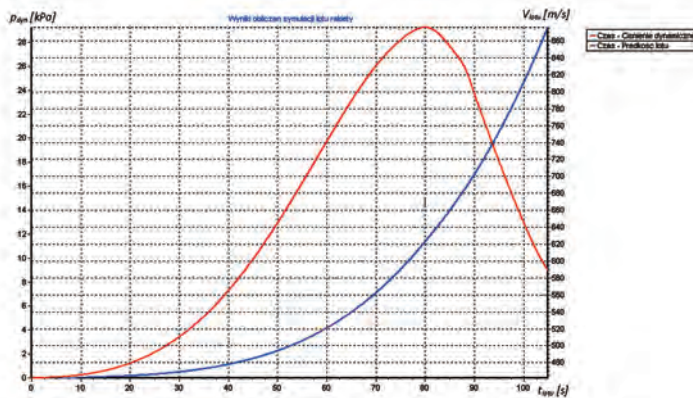
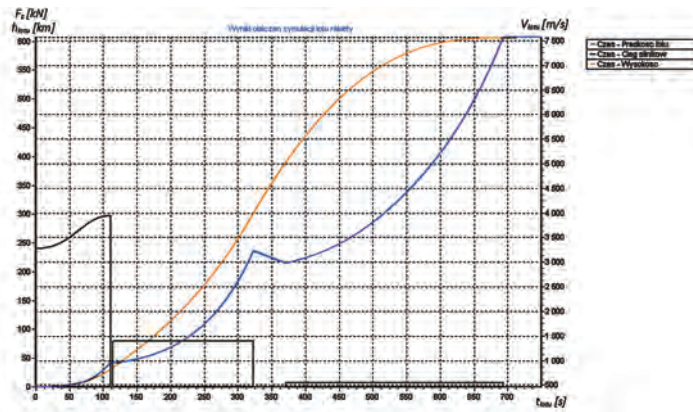
Ciąg startowy rakiety trójstopniowej wyniósł około 240 kN. Stosunek ciągu startowego do ciężaru rakiety w chwili startu równy jest 1.5, co pozwala na łagodny start bez dużych przeciążeń. W 80 sekundzie lotu, na wysokości 12.2 km konstrukcja rakiety obciążona jest maksymalnym ciśnieniem dynamicznym, które wynosi około 29 kPa.

Z wykresu przyspieszeń wynika, że, tuż przed oddzieleniem się pierwszego stopnia rakietę uzyskuje przyspieszenie o wartości 19 m/s² (~2g). Następnie po oddzieleniu się stopnia 1, na wysokości $h_I=31.6$ km, rakietę doznała ujemnego przeciążenia rzędu -3g, co dla tego typu konstrukcji jest wartością bezpieczną (max ~8-9g), zwłaszcza, że z założenia rakietę leci na zerowym kącie natarcia, a więc siła hamująca ma tylko jedną składową podłużną. Przed uruchomieniem 2 stopnia rakietę leci bezwładnie około 3 sekundy. Czas ten jest czasem oczekiwania rakiety na uzyskanie bezpiecznej odległości między odrzuconym stopniem, a także czasem przejścia wszystkich systemów uruchamianego stopnia w stan pracy nominalnej. Pracujący pierwszy stopień marszowy nadał rakiecie przyrost prędkości równy $\Delta V_I=980$ m/s. Czas separacji spowodował, że rakietę zwolniła o 25 m/s.

Drugi stopień rozpędza rakietę do prędkości około 3230 m/s osiągając przy tym przyspieszenie rzędu 32 m/s² (~3.26g). Przyrost prędkości rakiety spowodowany pracą drugiego stopnia wynosi około $\Delta V_{II}=2280$ m/s. Po oddzieleniu drugiego stopnia na wysokości $h_{II}=302$ km, rakietę doznaje zmiany przyspieszenia o około $\Delta a=26$ m/s² (~2.65g). Następnie przez 48 sekund trwa okres lotu bezwładnego, który pochyła rakietę do kąta 33° zanim uruchomiony zostanie trzeci stopień.

Trzeci stopień nadaje ładunkowi (m=100kg) przyrost prędkości $\Delta V_{III}=4590$ m/s i wprowadza go na orbitę kołową o wysokości 606 km, uzyskując przy tym maksymalne przyspieszenie tuż przed odrzuceniem wynoszące 35.5 m/s² (~3.5g).

Sumaryczne straty rakiety wynoszą około 3300 m/s, są one różnicą idealnego przyrostu prędkości każdego stopnia liczonego na podstawie równań Ciołkowskiego, a uzyskanym przyrostem, który uwzględnia straty związane z oporem aerodynamicznym i grawitacyjnym.



Rys. 12. Wyniki lotu rakiety trójstopniowej zasilanej systemem ciśnieniowym (niebieski - prędkość [m/s], pomarańczowy - wysokość [km], ciemnoniebieski - ciąg [kN], szary - siła oporu [kN], czerwony - ciśnienie dynamiczne [kPa], różowy - masa rakiety [x100kg], zgniłozielony - przyspieszenie [m/s²]).

Porównując osiągi rakiety dwustopniowej z trójstopniową można zauważyć, że:

- Ciśnienie dynamiczne działające w czasie lotu na raketę dwustopniową jest porównywalne do ciśnienia dynamicznego działającego na raketę trójstopniową.
- Całkowite straty lotu rakiety związane z oporem aerodynamicznym i grawitacyjnym są bardzo podobne w obu przypadkach.
- Maksymalna zmiana przyocpieszenia w rakiecie dwustopniowej jest dwukrotnie większa, niż w rakiecie trójstopniowej, co może zagrażać konstrukcji, a tym samym całej misji.
- Masa startowa rakiety dwustopniowej wynosi¹cej ten sam ³adunek co trójstopniowa jest od niej o 14 ton większa, co stanowi 66.7% masy całkowitej rakiety trójstopniowej.
- Rakieta dwustopniowa zasilana jest systemem turbo pompowym, co znacznie podnosi jej koszt produkcji.

Mimo, że rakieta dwustopniowa jest konstrukcją mniej zawodną, a ostatnie badania wykonane przez firmę Aerospace Corporation, wykazały, że aż 91% przypadków zniszczenia rakiet nośnych spowodowane były przez wadliwą pracę napędu, awioniki i systemów stabilizacji oraz przez systemy separacji stopni, to z punktu widzenia kosztów całej konstrukcji oraz jej uproszczonej technologii zastosowanych systemów (ciśnieniowy system zasilania) rakieta trójstopniowa wydaje się konstrukcją optymalną dla przyszłych, tanich rakiet nośnych, używanych jako nośniki małych satelitów. Dodatkową cechą, a zarazem ostatecznie rozstrzygającą wyższość rakiet trójstopniowych zasilanych ciśnieniowo nad raketami dwustopniowymi zasilanymi turbo pompowymi systemami jest fakt, że rakiety trójstopniowe posiadają większe spektrum działania poprzez uzyskiwanie lepszych osiągnięć, tj. mniejszą masę startową oraz mniejsze obciążenia konstrukcji w czasie lotu dla tej samej masy ładunku i wysokości orbity, większy zasięg orbitalny (wysokość orbity) dla tej samej masy ładunku, czy też większa masa ładunku dla tej samej masy rakiety i wysokości orbity.

6. PODSUMOWANIE I WNIOSKI

Przedstawione powyżej koncepcje rakiet nośnych do wprowadzania mini satelitów na orbity synchronizowane słonecznie stanowią dopiero pierwsze przybliżenie procesu wyboru ostatecznej konstrukcji i budowy takiej rakiety. Dalsza analiza powinna prowadzić do wyboru jednego rodzaju środka napędowego, który powinien zapewniać ekologiczne warunki zarówno w trakcie przygotowania rakiety na wyrzutni, jak również w aspekcie zanieczyszczenia atmosfery przez produkty generowane podczas lotu atmosferycznego rakiety. Natomiast wybór dwu, czy trzystopniowej rakiety musi być wynikiem nie tylko analizy technicznej lecz również, a może przede wszystkim, analizy kosztów całego przedsięwzięcia. Jeśli udałoby się zbudować booster (stopień startowy), którego koszty odzyskania i przygotowania do następnego lotu byłyby stosunkowo niewysokie, to koncepcja rakiety trzystopniowej, w której wszystkie stopnie byłyby zasilane ciśnieniowo powinna być wybrana. W przeciwnym wypadku będzie należało się skupić na rakiecie dwustopniowej z nieodzyskiwanymi stopniami. W tym przypadku pierwszy stopień byłby napędzany kosztownym silnikiem zasilanym turbo pompowo, co jednak umożliwi zbudowanie stosunkowo lekkiej konstrukcji stopnia (stosunkowo niskie ciśnienie w zbiornikach paliwa i utleniacza). W obu przypadkach ostatni stopień rakiety będzie zasilany ciśnieniowo, co pozwoli uprościć konstrukcję i ograniczyć koszty budowy całej rakiety.

Jednak najważniejsza decyzja prowadząca do budowy takiej rakiety powinna być podjęta przez Europejską Agencję Kosmiczną, a w jej budowie powinno wziąć udział wiele krajów europejskich. Prowadzone obecnie w Polsce prace w tej dziedzinie powinny poskutkować włączeniem naszego kraju do tego przyszłego przedsięwzięcia Europejskiej Agencji Kosmicznej. Konieczność podjęcia takiego przedsięwzięcia wynika z faktu, że ESA nie posiada rakiety przeznaczonej do wysyłania w kosmos małych satelitów i w tym aspekcie musi korzystać z wynajmowanych do tego celu rakiet. Aby zapewnić Europejskiej Agencji Kosmicznej (ESA)

pełną niezależność od kontraktorów spoza Unii Europejskiej konieczne jest więc uruchomienie kolejnego programu i zbudowanie Europejskiej rakiety do wysyłania małych sztucznych satelitów Ziemi.

LITERATURA

1. Wolański P., Banaszekiewicz M., Kłós Z., Ziółkowski J., i Zdziarski A., : „Udział Polski w badaniach kosmicznych”; NAUKA 3/2008 str.65-78;
2. Ciołkosz A., Białousz S.,: „Zastosowanie teledetekcji satelitarnej w badaniach środowiska w Polsce”; NAUKA 3/2008 str.79-96;
3. Struzik P.: „Satelity meteorologiczne od 40 lat w służbie IMGW”, NAUKA 4/2008 str.35-42;
4. Baran, L.W., Oszczak s., Zieliński J.B.,: „Wykorzystanie technik kosmicznych w geodezji i nawigacji w Polsce”; NAUKA 4/2008 str.43-63;
5. Sobczak K., Świdorski K.,: „Konceptyjny projekt rakiety kosmicznej”; Raport Pracowni Technologii Kosmicznych, Instytut Lotnictwa, Warszawa, 2009 Sobczak K., : „Ekologiczne materiały pędne”; *Raport Instytutu Lotnictwa*, 2008
6. Surmacz P.,: „Projekt wstępny silnika raketowego zasilanego ciekłym metanem i ciekłym tlenem”; *Praca dyplomowa magisterska, Politechnika Warszawska*, 2009
7. Houbolt J., Thornton W.,: „Combining ascent loads”; *NASA Space Vehicle Design Criteria*, 1972
8. Moseley W., Phillips B.,: „Aerodynamic loads on deployed canard surfaces and rocket nose section of the Apollo launch escape vehicle”; *NASA Technical Note, Manned Spacecraft Center, Houston, Texas*, 1969
9. Gaudenzi P.,: „Space mission environments: sources for loading and structural requirements”; *Uniwersytet La Sapienza w Rzymie*, 2005
10. Foliński M., Świdorski K.,: „Projekt i obliczenia silnika raketowego na ciekły metan i ciekły tlen”; *Praca dyplomowa inżynierska, MEiL, Politechnika Warszawska*, 2007
11. Florczuk W.,: „Projekt silnika na ciekły propan i ciekły tlen o ciągu 60 kN”; *Praca dyplomowa inżynierska, Politechnika Warszawska*, 2007
12. Sobczak K.,: „Analiza wykonalności regeneracyjnego systemu chłodzenia silnika raketowego przy wykorzystaniu ekologicznych materiałów pędnych”; *Prace Instytutu Lotnictwa*, 198/2009
13. Peterson. D. A., Winter J., Shinn A.,: „Rocket engine evaluation of erosion and char as function of fabric orientation for silica-reinforced nozzle materials”
14. Kublik D.,: „Optymalizacja masy ostatniego stopnia rakiety kosmicznej”; *Praca dyplomowa inżynierska, Politechnika Warszawska*, 2007
15. Florczuk W.,: „VRS - Program do symulacji lotu rakiet wielostopniowych”; *Prace Instytutu Lotnictwa*, 2009
16. Foliński M.,: „Analiza możliwości zastosowania dyszy typu aerospike w pierwszym stopniu rakiety kosmicznej”; *Prace Instytutu Lotnictwa*, 198/2009
17. Kobiera, K. Swiderski, M. Foliński, P. Wolański. „REFLOPS - a New Parallel CFD Code for Reactive Euler Flow Simulation”; *Archivum Combustionis*, 2009
18. Wolański, P., Kindracki J., Fujiwara T.,: „An experimental study of Rotating Detonation Engine”; Montreal, MC Gill University, 2005
19. Wolański, P., Kindracki J., Fujiwara T.,: „An experimental study of small Rotating Detonation Engine”; Moscow, Torus Press, 2006

**W. Florczuk, M. Folusiak, D. Kublik, G. Rarata, K. Sobczak, K. Świdorski, P. Surmacz,
P. Wolański**

ANALYSIS OF ROCKET DESIGNED TO LAUNCH SMALL SATELLITE TO SSO

Abstract

A short presentation of Polish contribution into development of rocket as well as the role of the Institute of Aviation in design of ballistic, meteorological and space instrument are briefly described. Main part of the paper is devoted to analyses of design and performances of small rocket designed to launch 100 kg satellite into 600 km Solar Synchronous Orbit (SSO). Selection of propellants, engines and comparison of performance of two and three stage rockets is presented.