



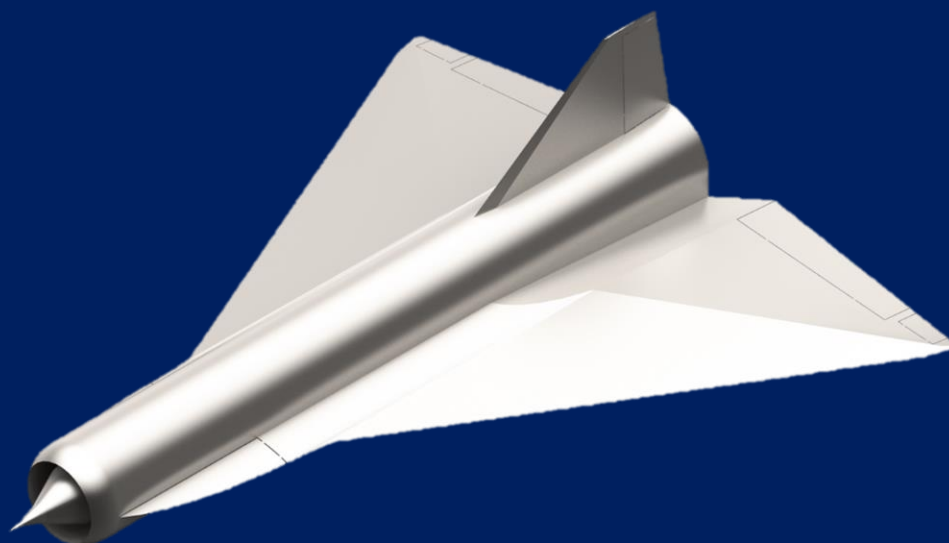
СОФИЙСКИ УНИВЕРСИТЕТ „СВ. КЛИМЕНТ ОХРИДСКИ“
ФИЗИЧЕСКИ ФАКУЛТЕТ
Катедра „Радиофизика и физична електроника“

АВТОРЕФЕРАТ

към дисертационен труд
за присъждане на образователна и научна степен „Доктор“

на тема

**ПОЛЕТ НА ЛЕТАТЕЛНИ АПАРАТИ В АТМОСФЕРИТЕ
НА ПЛАНЕТИТЕ ОТ СЛЪНЧЕВАТА СИСТЕМА
И КОМУНИКАЦИЯ С ТЯХ**



Докторант:
Недислав Светославов Веселинов

Научни ръководители:
Доц. д-р Димитър Младенов
Доц. д-р Пламен Данков

София, 2022 г.

Недислав Веселинов

Полет на летателни апарати в
атмосферите на планетите от Слънчевата
система и комуникация с тях

(Автореферат)

Изразявам огромна благодарност към моите родители

Дияна Тушева и Светослав Веселинов!

Съдържание

1.	Въведение.....	6
1.1	Научният проблем и степента на неговата изученост	6
1.2	Цели и задачи на дисертацията. Принципи и програма за работата за осъществяване на полет на ЛА в атмосферата на небесно тяло	6
1.3	Методология и методите на научното изследване	8
1.4	Новост на изследването и личен принос на автора	8
1.5	Постигнати резултати за защита	10
1.6	Теоретична и приложна значимост на изследването.....	11
1.7	Обем и структура на дисертационния труд	12
2.	Входни данни.....	13
2.1	Небесни обекти подходящи за провеждането на полет на ЛА.....	15
2.1.1	Юпитер	15
3.	Силова установка, тяга и подемна сила, криви на Жуковски и възможни зони за изпълнение на полети	18
3.1	Избор на тип на силовата установка	18
3.2	Ядрена силова установка като двигател на ЛА – аналитични модели.....	20
3.2.1	Изходни данни	20
3.3	Възможни зони за изпълнение на устойчив полет в режим с максимална ефективност на работа на двигателя	22
3.4	Ограничения на полета на ЛА по височина и скорост	26
3.4.1	Ограничение по температурата в топлинната камера – Thc	26
3.4.2	Ограничение по скоростен режим на двигателя.....	27
3.4.3	Ограничение по флуидодинамично нагряване.....	27
3.4.4	Ограничение от мощността на реактора и масов разход на флуида	29
3.5	Зони на възможните полети по височина и скорост.....	31
4.	Летателният апарат и неговите агрегати.....	34
4.1	Приемник на газовия поток - ПГП.....	34
4.2	Сопло	37
4.3	Балансировка. Устойчивост и управляемост	37
4.4	Профил на крилото	42
4.5	Външен вид на ЛА	44
4.6	План на мисията	46

5.	Комуникация с ЛА	51
5.1	Общи съображения.....	51
5.2	Орбита с обектно-синхронизирани ългови скорости – AVOSO	53
5.3	Някои основни изводи за създаването на комуникационен канал	54
6.	Заключение.....	55
7.	Бъдеща работа.....	56
	Апробация на резултатите, списък с публикациите.....	58
	References	60

Списък със съкращенията

ЕКА – Европейската Космическа Агенция

КК – Космически Кораб

ЛА – Летателен Апарат

МРП – „Морско“ Равнище на Планетата

МРЮ – „Морско“ Равнище на Юпитер

НП – Направнение на полета

ПГП – Приемник на Газовия Поток

ПСК – Планетна Спускаема Капсула

СА – Спускаем апарат

СК – Спускаема капсула

ТК – Топлинна Камера (НС - Heat Chamber)

ТЯСУ – Термо-Ядрена Силова Установка

ХО; ПХО; – Хоризонтално Оперение; Предно Хоризонтално Оперение

ЯПРД – Ядрен Правоточен Реактивен Двигател

ЯСУ – Ядрена Силова Установка

CFD – Computational Fluid Dynamic

NRAMJET – Nuclear RAMJET

Особена терминология

AVOSO – Angular Velocity Object-Synchronous Orbit - Орбита с обектно-синхронизирана ългова скорост

Флуидостат – ЛА по-лек от обкръжаващия го флуид, при който подезната сила се постига за сметка на силата на Архимед.

Флуидодинамична тръба – Аналог на използваните аеродинамични тръби, но използва газ различен от въздуха

Флуидодинамична схема на ЛА – Аналог на понятието аеродинамична схема на ЛА, но в случай на обтичане с газ различен от въздуха

1. Въведение

1.1 Научният проблем и степента на неговата изученост

Решаемият в тази дисертация научен проблем е отговор на въпроса за принципната възможност за осъществяване на полет на ЛА в атмосферата на планета различна от Земята и определяне на основните зависимости свързани с изпълнението на такъв полет и сравнението им с тези на нашата планета. Работата е концентрирана главно върху методика за работа по нива на техническа готовност (Technical Readines Level) TRL1 и TRL2 късаеща ЛА по-тежък от околната газова среда от тип „Самолет“, като за примерна среда при изчисленията е взета атмосферата на планетата Юпитер тъй като за нея има най-много информация сред газовите гиганти и техните спътници и това я прави най-удобна за работа.

Темата се намира на стика на две науки – една фундаментална и една техническа, а именно Физика и Самолетостроене и е практически неизучена. Съществуват едва две разработки, в които както и в тази работа са засегнати някои базови понятия и е направен първичен анализ на проблема. Това са разработките на Kent Miller (1) и George Maise (2). Като първата от тях е направена още преди навлизането на СК „Галилео“ в атмосферата на Юпитер и получаването на изчерпателни данни за физическите и химически характеристики и климатични процеси, а втората работа носи най-общ характер, въпрос, който е обсъден в тази работа.

1.2 Цели и задачи на дисертацията. Принципи и програма за работата за осъществяване на полет на ЛА в атмосферата на небесно тяло

Цели и задачи на дисертационния труд

Главната цел на дисертационния труд е да създаде аргументирана първична представа и насока за по-нататъшни изследвания по въпроса, касаещ външния вид на ЛА, способен да извърши полет в атмосферата на небесно тяло различно от Земята, както и неговите и неговите основни агрегати. Освен това, на примера на конкретно избрана планета, трябва да бъдат определени зоните по височина, в които подобен полет може да бъде осъществен, както и скоростните характеристики на ЛА.

Цели и задачи:

- Да се извърши литературен обзор по темата с акцент върху:
 - Да се направи обзор и да се изяснят основните физико-химическите характеристики на небесните тела от Слънчевата система, засягащи темата на дисертационния труд.
 - Да се обоснове изборът на конкретно небесно тяло, за атмосферата на което да се създаде по-детайлен модел с основните физически характеристики.
 - Да се направи анализ на оборудването на спускаемата капсула „Галилео“ и да се изведат резултатите от извършените от нея измервания на атмосферата.

- Да се направи анализ на предходни изследвания, касаещи конкретно ЛА, предназначени за полет в атмосферата на небесни тела от Слънчевата система (с изключение на Земята).
 - Да се направи обзор на вече реализирани програми за полет на ЛА в атмосферите на небесни тела. (Тук е направен анализ на флуидостатите по програмата Вега-1 и Вега-2. ЛА „Ingenuity“ тепърва започваше полетите си в атмосферата на Марс по време на написването на дисертацията и все още отсъстваха данни от работата му).
 - Изведените резултати да се използват за създаването на аналитични модели при по-нататъчната работа.
- На базата на натрупаната информация да се проведат изчисления и в резултат да бъдат получени криви на Жуковски и да бъдат дефинирани възможните зони за провеждането на полети. За целта:
- Да се извърши обоснован избор на тип на силовата установка и да се изчислят нейните главни характеристики.
 - Да се създаде аналитичен модел за изчисляване на тяговите характеристики на идеализиран Ядрен Правоточен Реактивен Двигател (ЯПРД)
 - Да бъдат изчислени зоните за изпълнение на устойчив полет в режим на максимална ефективност на работа на двигателя на базата на получените от предходните модели данни.
 - Да се изчислят и да бъдат изведени кривите на Жуковски и по-конкретно ограниченията по температура в топлинната камера на силовата установка, по скоростния и режим, по флуидо-динамичното нагряване, по мощността на двигателя на реактора и масовия разход на флуида и по чисто климатични условия.
 - На базата на получените резултати да се изведат графично зоните на възможни полети по височина и скорост за ЛА и за избраната планета.
- Получените и изчислените характеристики да се използват за основа за изчисляването на основните характеристики на ЛА и неговите агрегати и по-конкретно:
- Да се създаде аналитичен модел за изчисляване на основните физически характеристики при конуса и в тракта на Приемника на Газовия Поток(ПГП) – тази аббревиатура е по-добре да се премести в списъка със съкращенията.
 - Да се извършат CFD анализи на ПГП резултатите, от които да се сравнят с резултатите от аналитичния модел.
 - Да се проведе анализ и обосновано да се избере оптимална флуидо-динамична схема на ЛА.
 - Да се анализират условията за балансировка на ЛА, като се избере подходяща балансировъчна схема и да се отчетат въпросите за устойчивост и управляемост на ЛА.
 - Да се извърши обоснован избор на конкретен профил на крилото на ЛА.
 - Да се създаде в CAD програма приблизителен външен вид на ЛА и да се предложи общ план за изпълнение на неговата мисия.

- Да се създаде модел на комуникационен канал, свързващ ЛА със Земята и да се изчислят неговите основни характеристики.

1.3 Методология и методите на научното изследване

За формирането на теоретична и методологична база на дисертационното изследване са изучени и използвани научни трудове на български и чужди автори – статии, монографии, учебници и книги, които са свързани с темата на изследването. Създадени са аналитични физико-математически модели. Разработени са множество CAD модели за целите на оптимизацията на характеристиките на агрегатите и с тяхна помощ са проведени CFD анализи. Резултатите получени при двата подхода са сравнени и описани. Въведена е нова и необходима терминология и методология.

1.4 Новост на изследването и личен принос на автора

Новост на изследването

Проведеното изследване има един единствен аналог и това е разработката на George Meise (2), като идеята за темата възникна независимо от него. По-късно на етапа на работа по литературния обзор беше установено съществуването на горепосочената разработка.

В представения дисертационен труд като новост могат да бъдат определени получаването на следните резултати:

1. Проучени и охарактеризирани са различни типове силови установки в контекста на изпълнение на полет в условията на атмосферите на небесни обекти различни от Земята, като е дадено определение в условията на кои небесни обекти могат да бъдат използвани.
2. Изчислена е тягата на идеализиран ядрен правоточен реактивен двигател. Предложена е конкретна конструкция за изграждането, разработени са физико-математически модели и са проведени CFD анализи на важни негови агрегати. Изчисленията са направени за частния случай на изпълнение на полет в стратосферата на планетата Юпитер, но могат да бъдат приложени и за други небесни тела, отчитайки тяхните особености.
3. Изведени са възможните зони за изпълнение на полети на ЛА в режим на устойчив крейсерски полет с максимална ефективност на двигателя. Изчисленията са направени за частния случай на изпълнение на полет в стратосферата на планетата Юпитер, но могат да бъдат приложени и за други небесни тела, отчитайки тяхните особености.
4. Изведени са т. нар. Криви на Жуковски за ЛА или Зони на възможно изпълнение на полета по височина и скорост, като от основни физически съображения са изчислени ограниченията по температура на топлинната камера на двигателя, скоростния му режим, флуидо-динамичното нагряване, мощността на реактора и масовия разход на флуида в тракта на двигателя. Изчисленията са направени за частния случай на изпълнение на полет в стратосферата на планетата Юпитер, но могат да бъдат приложени и за други небесни тела, отчитайки тяхните особености.
5. Направен е анализ на балансируемата на ЛА и са разгледани въпросите за неговата устойчивост и управляемост и като тяхно следствие е избрана оптимална флуидо-динамична схема на ЛА – „безопасна“ (известна още с

русизма „бесхвостка“). Избран е оптимален профил на крилото. Изчисленията са направени за частния случай на изпълнение на полет в стратосферата на планетата Юпитер, но могат да бъдат приложени и за други небесни тела, отчитайки тяхните особености.

6. Разработена е концепция за създаването на комуникационен канал ЛА – Земя и са изчислени някои нейни основни характеристики. Изчисленията са направени за частния случай на изпълнение на полет в стратосферата на планетата Юпитер, но могат да бъдат приложени и за други небесни тела, отчитайки тяхните особености.
7. За удовлетворяване на нуждата от постоянен комуникационен канал между ЛА и Земята е дефиниран нов тип орбита, а именно Орбита с обектно-синхронизирани ългови скорости – Angular Velocity Object-Synchronous Orbit – AVOSO, която обединява понятията синхронна, съб-синхронна и свръх-синхронна орбити, но е ориентирана към синхронизация в движението си с движещ се обект намиращ се в атмосферата или по повърхността на самата планета. Изчисленията са направени за частния случай на изпълнение на полет в стратосферата на планетата Юпитер, но могат да бъдат приложени и за други небесни тела, отчитайки тяхните особености.
8. Като следствие на всичко описано до тук е предложен конкретен облик на ЛА предназначен за полет в стратосферата на планетата Юпитер както и е дадена идея за тип на ПСК и е предложен план за доставката, входа, стартирането и изпълнението на полета в целевата атмосфера.

Личният принос на автора за решаването на поставените задачи е пряко свързан с всички описани по-горе новости и се състои в самостоятелно достигане до идеята, която е база на тази дисертация, формулирането и разработката на поставените цели и задачи, определяне на направленията на теоретичните и експериментални изследвания, разработката на концептуалните основи и физико-математическите аналитични модели, обезпечавачи решенията на поставените въпроси, разработка на компютъризирани модели и алгоритми за определение на характеристиките, получаване, организация и обработка на резултатите от изследването.

Личните приноси на автора конкретно са:

1. Извеждане на основните характеристики на различните типове силови установки и обосноваване избор на ЯПРД.
2. Изграден е нужният за целите на дисертацията физичен модел на атмосферата на планетата Юпитер на базата на данните от спускаемия апарат „Галилео“.
3. Създаден е аналитичен модел за пресмятане на основните характеристики на идеализиран двигател – тяга, масов разход, скорости, наляганя, температури, плътности и т.н.
4. От автора са създадени CAD модели на ПГП, на сопло и на ЛА като цяло и са проведени CFD анализи, при които участието на автора се състои в определянето на граничните условия.
5. На базата на създадените модели са изчислени зоните за изпълнение на устойчив полет в режим с максимална ефективност на работата на двигателя при различни гранични условия.

6. Изведени са т. нар. криви на Жуковски за ЛА и произтичащите от тях зони на възможно изпълнение на полета по височина и скорост.
7. Направен е анализ на балансируемата на ЛА и са разгледани въпросите за неговата устойчивост и управляемост и като тяхно следствие е избрана оптимална флуидо-динамична схема на ЛА – „безопасна“ (известна още с русизма „бесхвостка“).
8. Избран е оптимален профил на крилото в сечение на базата на предходно извършено изследване упоменато в литературата.
9. Съвместно с колегата Христо Гелов е разработена концепция за създаването на комуникационен канал ЛА – Земя и са изчислени някои негови основни характеристики. Приносът на автора е в подбирането на изходните данни и задаването на болшинството конкретни значения на променливите, използвани в уравненията.
10. За удовлетворяване на нуждата от постоянен комуникационен канал между ЛА и Земята именно от автора е дефиниран нов тип орбита, а именно Орбита с обектно-синхронизирани ългови скорости – Angular Velocity Object-Synchronous Orbit – AVOSO, която обединява понятията синхронна, субсинхронна и свръх-синхронна орбити, но е ориентирана към синхронизация в движението си с движещ се обект, намиращ се в атмосферата или по повърхността на самата планета. Изчисленията са направени за частния случай на изпълнение на полет в стратосферата на планетата Юпитер, но могат да бъдат приложени и за други небесни тела, отчитайки техните особености.
11. На базата на всички извършени анализи именно от автора е предложен конкретен вид на ЛА, предназначен за полет в стратосферата на планетата Юпитер, както и е дадена идея за тип на ПСК и е предложен план за доставката, входа, стартирането и изпълнението на полета в целевата атмосфера. Създадени са CAD модели и чертежи.

1.5 Постигнати резултати за защита

За защита се докладват теоретични модели и експериментални анализи основани на системен дедуктивен подход за решаването на проблемите за изпълнението на полет на ЛА в атмосферите на планети от Слънчевата система различни от Земята и по-конкретно:

- 1) Физичен анализ в контекста на тамата на високата тропосферата и ниската стратосфера на планетата Юпитер, основан на данните получени от спускаемия апарат „Galileo“.
- 2) Физико-математически модел на работата на силовата установка и зоната на възможни полети на ЛА по-тежък от околните газове тип „Самолет“ (Flyer).
- 3) Физико-математически модел и CFD изследване на компоненти от двигателната установка и сравнение на резултатите.
- 4) Физико-математически модел на възможните зони за изпълнение на полетите по височина и скорост. Криви на Жуковски.
- 5) Физичен модел на комуникационния канал Сонди – ЛА – Спътник – Земя.

6) CAD модел на ЛА предназначен за полет в стратосферата на планетата Юпитер.

1.6 Теоретична и приложна значимост на изследването

Всички ние сме свидетели на стремежа на човечеството да изследва нови и непознати светове. През 1969 астронавтът Нийл Армстронг направи първата малка стъпка върху повърхността на Луната, а някои държавни и частни космически организации обявиха за своя цел изпращането на хора на планетата Марс. Всички специалисти са наясно с колко тежки предизвикателства би била свързана подобна мисия. За изненада обаче с много по-ниска активност се развиват програми за непилотирани изследователски полети до други планети. Осбено това се късае газовите и ледените гиганти в Слънчевата система, които на всичко отгоре са и много по-малко изучени от вътрешните планети, а би трябвало да представляват огромен интерес във връзка с все по-вечето екзопланети, които астрономите откриват.

Един ден когато човечеството разполага с транспортни средства способни да преодоляват огромните космически разстояния в разумни времеви интервали ще се стигне до проблема за детайлното изучаване на планетите и техните спътници, които ще срещне по пътя си. Неразумно би било човешки крак да стъпва на тези планети без преди това да е проведено тяхното детайлно изучаване. Именно тогава нуждата от използването на ЛА при изучаването им ще бъде изключително остра. Но даже пренасяйки се обратно в наши дни тази нужда вече е на лице и големите космически сили работят по такива проекти. Вече бяха споменати проектите Vega и Ingenuity, а те не са единствените, въпреки че броят им е ограничен и някои от тях са останали само на хартия.

ЛА изпълняващ полет в атмосферата на планета от Слънчевата система би имал възможност да прелита над, около и в обекти представляващи интерес като в същото време събира, съхранява и предава големи масиви от данни. От научен интерес би било как се променят физическите характеристики и химичния атмосфер на атмосферата при преминаване между зоните и поясите на газовите гиганти, в турболентните слоеве, в зоните на висока метеорологична активност, гръмотевични бурии. Интересно би било да се проведат измервания на електричните и магнитни явления в небесните тела, а от огромна важност е и изследването на местоположението на полезни за човечеството ресурси и т.н.

В тази дисертация са представени теоретични физико-математически модели допълнени от компютърно изпълнени модели, анализи и изчисления донякъде опростени и идеализирани, но все пак даващи основа за бъдещо развитие на темата и приближаване към реалните случаи.

Въпросът за развитието на изследванията по темата изисква много по-голяма група от специалисти от тази, която в момента работи по темата, финансиране за покриване на разходите по закупуването на скъпо-струващо и съвременно програмно обезпечение

като STAR CCM+, ANSYS, SolidWorks, Siemens NX и специалисти, които могат професионално да работят с тях. Могат да бъдат използвани или даже изградени съоръжения за тестване и сравняване на резултатите от физико-математичните аналитични модели и CFD анализите. Усилията в тази област могат да доведат човечеството до реалната възможност за изпълнение на полет на ЛА в атмосферата на небесно тяло различно от Земята. В крайна сметка след като можем да летим тук, със сигурност ще се намери начин да го правим и на други небесни тела. Ще ни се наложи.

1.7 Обем и структура на дисертационния труд

Дисертационният труд е с обем от 111 страници без приложенията. Съдържа 7 глави и множество подглави, 81 поясняващи фигури, 6 таблици, използвани и цитирани са 58 литературни източника, дадено е съдържание, списък със съкращенията и терминологията, списък с фигурите и списък с таблиците. Към дисертационния труд е приложен електронен носител съдържащ компютърните аналитични модели.

Първа глава е Въведение и засяга въпросите от по-общ характер – актуалност на темата, научния проблем и степента на неговата изученост, целите, задачите и принципите заложи в дисертацията, обект предмет и област на изследването, използваните методология и методи, работна хипотеза, новост на изследването и личния принос на автора, както и постигнатите резултати за защита, теоретичната и приложна значимост и апробаця на резултатите, списък с публикациите, обема и структурата на дисертационния труд.

Втора глава описва входните данни за провеждане на изследването. Разгледани са небесните обекти подходящи за провеждането на полет на ЛА в Слънчевата система и по-конкретно – планетите Венера, Марс, Юпитер, Сатурн и неговия спътник Титан, Уран и Нептун. Юпитер е избран като максимално подходяща планета за прилагането на аналитични модели и провеждането на CFD анализи. Направени са кратки анализи на програмата „Вега“ и на две статии – тази на Kent Miller и тази на George Maise. Разгледана е внимателно работата и измервателната апаратура на спускаемата сонда „Галилео“ и са изведени характеристиките измерени от нея и отнасящи се към този труд.

Трета глава прави анализ на съществуващите силови установки използвани от различни ЛА. Направен е аргументиран избор на ядрена силова установка за изпълнение на задачите късаещи полет на друго небесно тяло. Изчислени са характеристиките на идеализиран Ядрен Правоточен Реактивен Двигател с използването на оригинален аналитично-изчислителен модел създаден от автора. Намерена е прогнозна стойност на тягата. С нейна помощ са указани възможни зони за изпълнение на полет на ЛА в атмосферата на Юпитер с максимална ефективност. След това са изследвания ограниченията на полета на ЛА по височина и скорост в следствие на различни фактори – температура в топлинната камера, скоростния режим на двигателя, флуидо-динамичното нагряване, мощността на реактора и масовия разход

на флуида. Изведени са зоните на възможните полети по височина и скорост за стратосферата на Юпитер – т.нар. криви на Жуковски.

Четвърта глава разглежда ЛА, силовата установка и някои техни основни агрегати – ПГП и дифузор, сопло и крило. Направени са анализи на избора на флуидо-динамичната схема на ЛА, както и на балансировката, устойчивостта и управляемостта. Предложен и обоснован е конкретен външен вид на ЛА, както и на ПСК и план за изпълнение на мисията.

Пета глава разглежда комуникационния канал между ЛА, сондите, които изпуска в атмосферата на Юпитер, спътник на орбита около планетата и Земята. В главата е предложен нов тип орбита, за която няма данни да е била дефинирана някога, а именно – AVOSO – Angular Velocity Object-Synchronous Orbit - Орбита с обектно-синхронизирани ългови скорости. Синхронната орбита се явява подтип на AVOSO орбита при нулева скорост на подвижния планетен обект.

Шеста глава е кратко заключение на дисертацията.

Седма глава дава идеи за бъдеща работа по темата.

2. Входни данни

Темата за полет на ЛА на планета различна от Земята е била обсъждана още от „бащите“ на космонавтиката – Константин Циолковски, Фридрих Цандер, Херман Оберт, Сергей Королев и Вернер фон Браун (3), (4), (5), но тяхната представа е била твърде идеализирана поради наличието на твърде малко информация за дадените космически обекти.

Най-общо казано ЛА могат да се разделят на два типа:

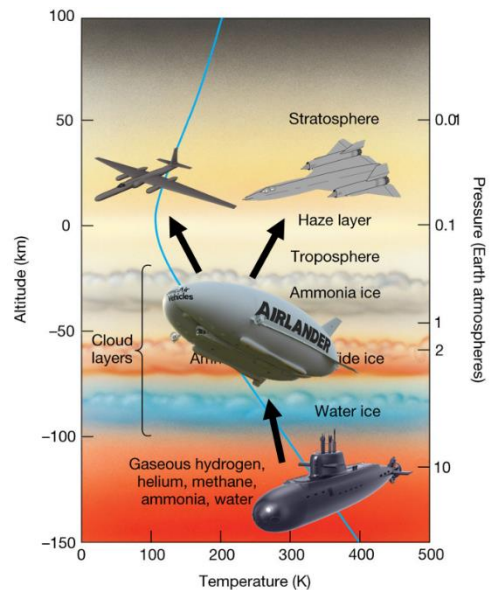
1) **По-леки от обкръжаващата ги среда** и разчитащи на силата на Архимед като подъемна сила, каквито са флуидостатите. Те също могат да се разделят на два типа - Флуидостати от тип „Монголфие“, които нагряват атмосферните газове и по този начин създават положителна „плаваемост“. Вторият тип флуидостати са тези, които създават подъемната сила благодарение на използването на по-лек газ в качеството му на работен флуид от този на околната среда. Специално внимание ще бъде обърнато в настоящата работа на изпълнението на полети в атмосферата на планетата Венера през 1985 по програмата Вега.

Изпълнението на полет на ЛА от тип флуидостат само е упоменат в дисертационния труд като възможен и не е правено задълбочено изследване по темата. Главната цел на работата е изследване на полет на ЛА по-тежки от околния газ и по-конкретно от тип самолет.

2) По-тежки от обкръжаващата ги среда и разчитащи на флуидо-динамична подъемна сила създавана от крило или винт каквито са самолетите, вертолетите и поликоптерите.

В дисертацията основно внимание ще бъде обърнато на ЛА от тип самолет, тъй като те са способни да извършат продължителен полет в атмосферата на всяко небесно тяло с атмосфера в Слънчевата система с изключение на Слънцето. Освен това тази тема е останала и в страни от вниманието на научната общност и може да се разчита на достигането на нови заключения.

Интересно е да се отбележи, че с увеличаване на височината на изпълнение на полета ЛА ще разчита все по-малко на архимедовата сила в качеството и на подъемна и все повече на флуидо-динамичната подъемна сила на обтичането на ЛА и то в две направления – или увеличаване на скоростта на полета или увеличаване на размаха на крилата [Фиг. 1].



Фиг. 1 Постепенен преход от ЛА тип "подводница" през ЛА тип "дирижабъл-Монголфие" и до ЛА тип "самолет"

2.1 Небесни обекти подходящи за провеждането на полет на ЛА

Както беше споменато всяко космическо тяло, което има атмосфера е подходящо за провеждането на полет на ЛА в нея ако температурата и позволява използването на познатите на човечеството конструкционни материали. Това означава, че полет в атмосферата на звездите не е възможен от техническа гледна точка на този етап от развитието на човечеството тъй като не съществуват толкова жаростойки конструкционни материали способни да понесат високите температури там. Това включва разбира се и Слънцето. Полет на ЛА разчитащ на флуидо-динамичната или архимедовата подежни сили не е възможен и на небесните обекти, които нямат атмосфера. В Слънчевата система това са астероидите, всички естествени планетни спътници освен Титан, планетоидите и планетата Меркурий. Полет е възможен в атмосферите на Венера, Земя, Марс, Юпитер, Сатурн и спътника му Титан, Уран и Нептун. Обект на изследването смятан в тази работа за основен е планетата Юпитер, тъй като за нея има най-много информация в сравнение с останалите газови гиганти и в същото време е малко изучена в сравнение с вътрешните планети от Слънчевата система. В пълния текст на дисертацията са разгледани всички гореспоменати небесни тела, но за целите на автореферата е оставен само Юпитер.

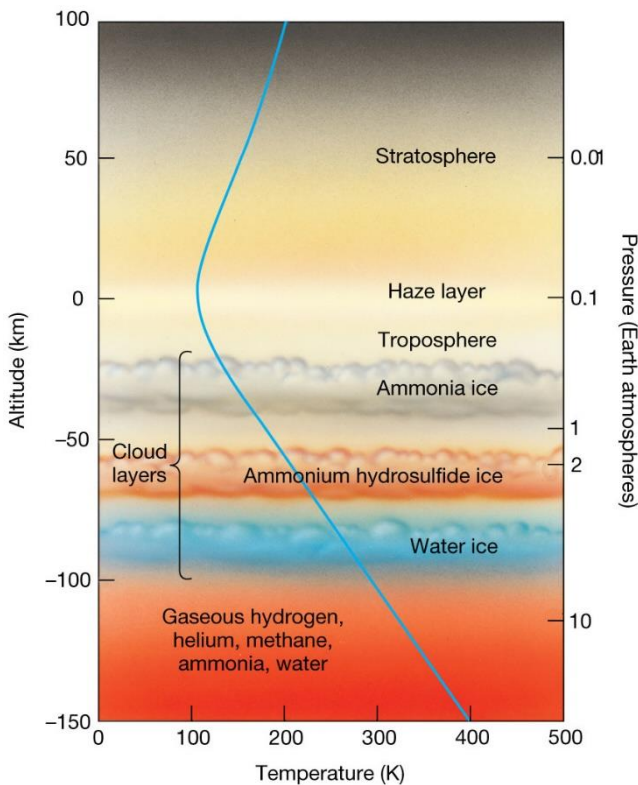
2.1.1 Юпитер

Юпитер е петата по отдалеченост планета от Слънцето и е приблизително 1300 пъти по-голяма по обем от Земята. Той е газов гигант с изключително разнообразна и фотогенична атмосфера. Глобално погледнато тя се дели на екзосфера, термосфера, стратосфера и тропосфера, която плавно и без наличието на резки граници преминава в съставящ се с намаляване на височината океан от водород, който образува мантията и ядрото в различни състояния. По обемно съотношение на съставляващите го химични елементи най-голям дял има H_2 – 86% следван от He – 13,6%, CH_4 – 0,18%, NH_3 – 0,07%, H_2O – 0,05% и други елементи в по-малки фракции (6). Налягането, плътността и температурата на атмосферата варират като плътността и налягането растат монотонно с намаляване на височината за разлика от температурата, която има изменящ се характер – в горните слоеве на атмосферата температурата е висока като на 1000 км над МРЮ достига 900K и постепенно, но немонотонно подата до около 100K в тропосферата на височини от около 40-50 км над МРЮ. Под МРЮ температурата монотонно нараства

с намаляване на височината, което се дължи на относителното хомогенизиране на газовете в долните слоеве на тропосферата [Фиг. 2, Фиг. 3].

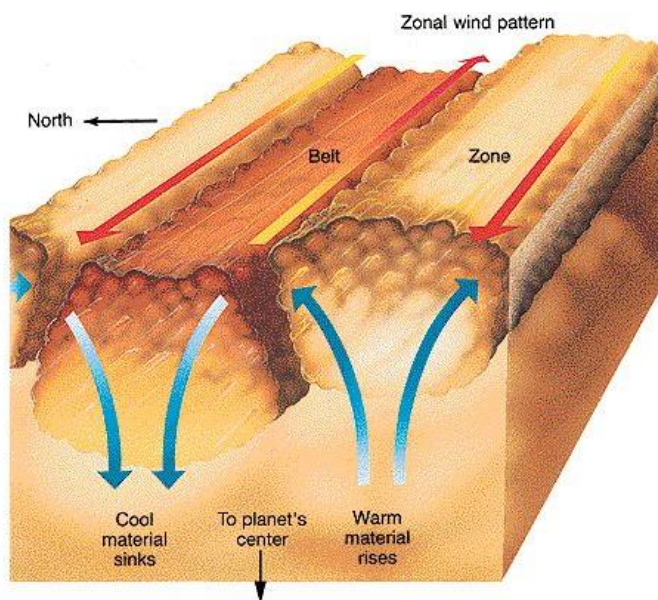
Точна граница между атмосфера и планетна твърдина или океан както е на Земята е невъзможно да се постигне на Юпитер заради физическите условия, при които се намират водорода и хелия – главните съставляващи елементи на планетата. Температурите и наляганията, при които се намират те са много по-високи от критичните им точки на фазов преход. На около сто километра под МРЮ при налягане от около 12 Bar водородът се превръща в свръхкритичен флуид с висока плътност и нисък вискозитет (7). Именно на тази височина условно се смята, че започва атмосферата на планетата и тропосферата и в частност.

От гледна точка на провеждането на полет на ЛА от тип самолет подходяща е областта намираща се в горната част на тропосферата и в ниската част на стратосферата, защото от една страна се намира над плътните облачни области, а от друга тази зона има достатъчна плътност на газовете за провеждането на флуидодинамично обтичане на ЛА и създаване на подемна сила. Друго преимущество на тази област е наличието на бързи ветрове – със скорости достигащи 600 km/h и наличието на възходящи конвективни потоци в областта на т.нар. юпитериански зони. Визуално наблюдавайки Юпитер лесно може да бъде забелязана ивичестата структура на видимия атмосферен слой. Той е разделен на т.нар. зони и пояси, които ясно се виждат от наземни телескопи и дори бинокли. Поясите



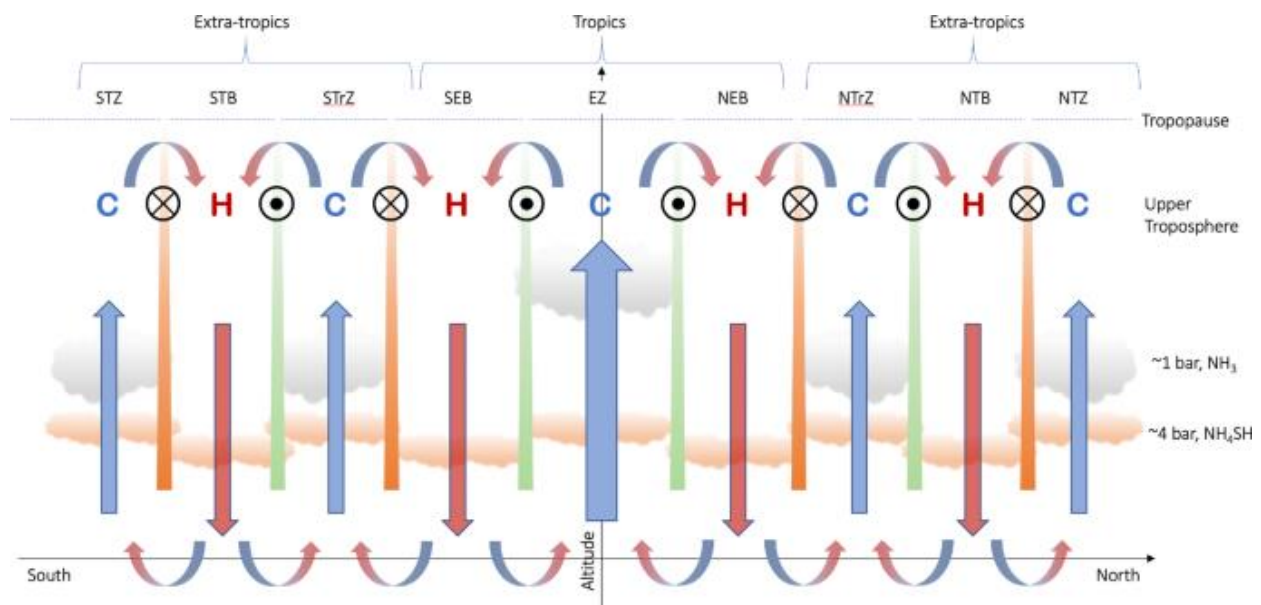
© 2011 Pearson Education, Inc.

Фиг. 2 Вертикален разрез на горните области на атмосферата на Юпитер. Синята линия представя графика на температурата. Източник: Pearson Education



Фиг. 3 Графика визуализираща напречния разрез на атмосферата в областта на проявление на зоните и поясите и демонстрираща конвективните потоци в тях. Източник: <https://pages.uoregon.edu/>

са по-тъмните и богати на амонячен хидросулфид (който ги оцветява в жълто-бежово) области, докато зоните са по-светлите ивици, които са съставени предимно от водород, хелий и донякъде на чист амоняк. Разглеждайки в разрез тази област от атмосферата – горната тропосфера и ниската стратосфера [Фиг. 3, Фиг. 4] там присъстват конвективни потоци протичащи в зоните и поясите. В зоните затоплените в по-ниските тропосферни слоеве газове се изкачват в атмосферата като постепенно се охлаждат стигайки до тропопаузата, след което през поясите падат обратно в ниските слоеве на тропосферата, където се смесват с по-тежкия амонячен хидросват, нагряват се и пак започват своето изкачване нагоре в зоните. При това разликата във височината между зони и пояси е значителна – 60-70 км (8). Използването за целите на изпълнение на полети на ЛА на зоните и възходящите газове потоци в тях изглежда логично, целесъобразно и най-важното безопасно. Възходящите газове потоци в зоните биха създавали допълнителна подемна сила по целия корпус на ЛА, биха му дали значително по-голям обзор, включително и за наблюдение на по-ниските области от атмосферата и следователно биха намалили значително рискът от провал на мисията.



Фиг. 4 Схематично представяне на циркулацията на газовете в горните слоеве на тропосферата на Юпитер. Най-горе са показани областите, които са схематично разрязани (EZ-Equatorial Zone; S/NEB – Sout/North Equatorial Belt и т.н.). Движещите се на изток потоци са показани със зелени ленти и кръгчета с точки в центъра (показващи посока към читателя), а на запад – с оранжеви ленти и кръгчета с кръст в центъра (показващи посока от читателя към листа). Скоростта на ветровете намалява с покачването височината докато стигне до тропопаузата. Сведения за температурата се въвежда с буквите С (cold-студен) и Н (hot-топло). Със сините стрелки са обозначени възходящите газове потоци, а с червените – низходящите. Сивите облачета представляват амонячните облаци, а оранжевите – облаци от амонячен хидросулфат. Източник: (8).

Обратното – изпълнението на полет в поясите би наложил изискване за съпротивление на ЛА на низходящите газове потоци и полет в по-плътна атмосфера, което повишава рисковете за провал на полета. Въпреки това изследването на тези области от планетата е също толкова смислена задача, колкото и изследването на

зоналните области, но е препоръчително да се извърши след провеждането на полет в зоните за да се натрупа първоначална информация за рисковете свързани с поведението на атмосферата.

От друга страна температурният режим в атмосферата на Юпитер [Фиг. 2] е най-благоприятен в сравнение с другите газови гиганти. Температурите на границата на тропо- и стратосферите на Сатурн, Уран и Нептун са по-ниски, особено това се късае последните две, където те са с 50-70К по-ниски от тази на Юпитер. Значително по-ниските температури биха създали допълнителни изисквания към конструкционните материали, които ще се използват в ЛА. Почти всички материали при дадените температури стават изключително крехки, което ще наложи използването на специални легирани стомани, редкоземни метали и сложни по химичен състав композитни материали. Тази причина обуславя детайлното разглеждане именно на Юпитер като цел за полет на ЛА в тази работа.

3. Силова установка, тяга и подемна сила, криви на Жуковски и възможни зони за изпълнение на полети

3.1 Избор на тип на силовата установка

Преди да се решат проблемите на самия полет трябва да се обсъдят възможните силови установки иначе е невъзможно да се мисли за самите ЛА. Човечеството е натрупало разнообразни източници на енергия за реализацията на полети, но като максимално ефективна в дисертацията е избрана Ядрена силова установка (ЯСУ), въпреки че са разгледани и други основни типове.

Може би единствената смислена възможност за провеждане на полет на друга планета е използването именно на ЯСУ. Използването и има следните особености:

- ЯСУ е способна да осигури нужната потребна тяга за изпълнението на полет на ЛА в атмосферата, на който и да е било от газовите гиганти, на Венера, на Марс и даже на спътника Титан, тъй като ядреното гориво е способно да развие много високи температури в топлинната камера. Даже е наложително температурата да бъде ограничена с оглед да бъдат осигурени минимални термични натоварвания на конструкцията на двигателя, като по този начин се осигури неговата продължителна работа.

- Способна е да осигури достатъчно продължителен полет. Имайки предид енергитичните характеристики на съвременните ядрени горива ресурса на работа на двигателя може да превиши значително ресурса на конструкцията. В следствие на високата скорост и големите натоварвания ресурсът на планера на ЛА ще се изчерпа за между един и няколко месеца. Главна роля в разрушаването на конструкцията ще играят периодичните и вибрационни натоварвания – надлъжниците, поемащи основните огъвщи и усукващи моменти ще се разрушат в зоната на корневия напречник на крилото в мястото на връзката с фюзелажа. Именно дефектите, появяващи се в тази зона

са причина за изчерпването на ресурса на конструкцията при змените самолети. Дори най-добре проектираните ЛА, не могат да понесат периодични натоварвания от няколко милиона цикъла. Като следствие ЯСУ трябва да бъде проектирана по такъв начин, че да превишава максималния ресурс на конструкцията, но не значително за да се избегне транспорта на излишно количество ядрено гориво, което както беше споменато е скъпо начинание.

Въпреки това използването на ЯСУ в комбинация с ресурсът на планера ще дадат възможност на ЛА да извърши полет с продължителност от един до няколко месеца, което ще даде възможност за дълговременна мисия и провеждането на наблюдения върху значителна част от атмосферата на целевата планета. Имайки предвид, че проектната скорост на ЛА е $Mach\ 3$ или $v = 2\ 769\ m/s = 8\ 888\ km/h$ за Юпитер, който има екваториална обиколка приблизително $l = 450\ 000\ km$ ЛА би могъл да извърши пълна обиколка на планетата за приблизително 50 часа без да отчитаме скоростта на газовите потоци в екваториалните зони, които на Юпитер достигат до $500\ km/h$, а на Сатурн до $1500\ km/h$. Това означава, че той би могъл да направи 15 обиколки на планетата за един месец, през които да извърши огромен брой наблюдения в различни области от нея. Именно поради тази причина използването на ЯСУ е единственото смислено решение на този етап от развитието на технологиите. С развитието на технологиите и намирането на подходящите ресурси е твърде вероятно ЯСУ да бъдат заменени от термо-ядрени силови установки (ТЯСУ) при изпълнението на мисии от подобен характер.

- Ядреното гориво има най-високи енергитични възможности отнесени към единица маса и обем, което означава две неща. Първо цената за транспортиране на гориво до целевата планета ще е значително по-ниска в сравнение с други горива. Второ конструкцията може да бъде изпълнена достатъчно компактно заради редуцирания обем в сравнение с други горива. Това води до намалено челно съпротивление на ЛА, а от там и до намалени натоварвания, намалена необходима тяга и т.н. По същество цялото гориво на ЛА ще се намира в самия двигател и няма да са нужни допълнителни резервоари за него.

- Използването на ЯСУ позволява да се редуцира количеството на подвижни части в двигателя и агрегати, които могат да се повредят при етапите на транспорт и доставка на ЛА до целевата атмосфера до минимум. Няма да са нужни, компресори, горивни камери, сопла с променливо сечение и т.н. Това само по себе си свежда до минимум рисковете от провал на мисията.

- При работата на ЯСУ ЛА ще оставя радио-активна следа зад себе си, което е проблем за небесните тела, които имат твърда повърхност, тъй като тя ще бъде замърсена, а местната екология, ако има такава, засегната до голяма степен. Именно поради тази причина ЛА с ЯСУ са разработени за Земята само и изключително за военни цели и то при глобален военен конфликт. За съществуването на крилата ракета с ЯСУ беше заявено от руския президент Владимир Путин при обръщението му към Федералното събрание на Руската федерация от 01.03.2018, но по-конкретна

информация за ракетата не може да бъде намерена в отворени източници, разбираемо защо.

Докато използването на ЯСУ на Венера, Марс и сътника Титан би засегнало екологията им нищо не пречи за използването им в атмосферите на газовите гиганти. Самите те предлагат достатъчно недружелюбни условия за каквито и да е било форми на живот – екстремни температури, агресивни газове, изключително динамични атмосфери със силни ветрове и гръмотевични бури, самите планети излъчват различни опасни лъчения и т.н. Друга особеност на газовите гиганти е и това че човек просто няма къде да стъпи там, а осъществяването на пилотируеми мисии в техните атмосфери е твърде рисковано, безсмислено и най-вече едва ли ще е възможно технически в близките няколко века.

3.2 Ядрена силова установка като двигател на ЛА – аналитични модели

3.2.1 Изходни данни

Както беше споменато за да се пристъпи към проектирането и конструирането на ЛА преди всичко трябва да бъдат известни тяговите и масови характеристики на двигателя му. Процесът на проектиране особено на толкова сложен ЛА и двигателя му, които нямат аналози в световен мащаб е итеративен и за него са нужни голямо количество специалисти и финансови средства. Въпреки това някои основни характеристики могат да бъдат изчислени макар и в първо приближение – за идеалния случай или за случаи близки до идеалния. Приема се че сечението на идеализирания двигател ще е равно на $0,5 \text{ m}^2$. Това условие идва от ограничението в габаритите на ЛА и по-точно от ограничението, което налагат габаритите на ПСК – двигателят не трябва да е по-дълъг от 6 m , което налага и ограничение на диаметъра му, който в случая е приет за $0,8 \text{ m}$.

Използвайки посочените в дисертационния труд уравнения и данните от спускаемия апарат „Галилео“ може да бъде изчислена тягата на идеализиран двигател за планетата Юпитер и за различни височини над МРЮ.

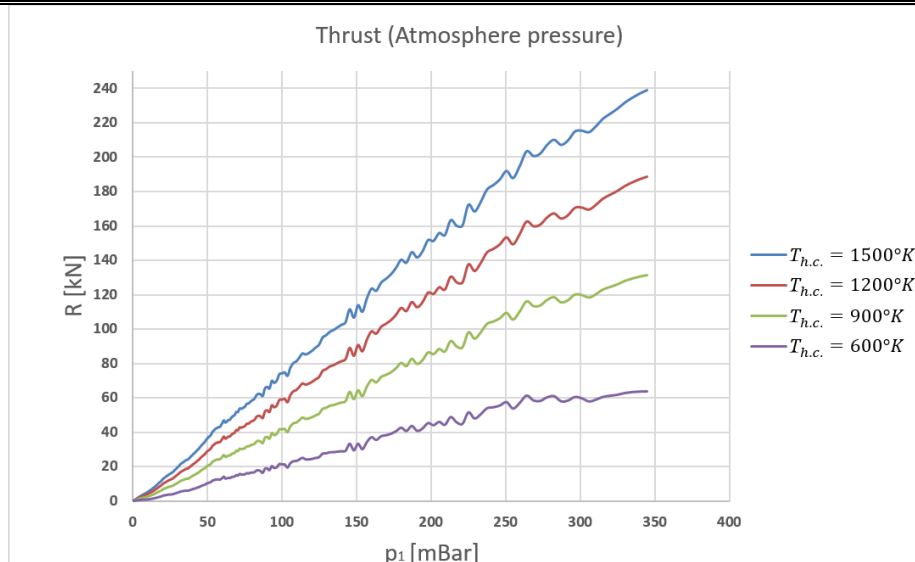
Табл. 1 показва данните за тягата за различни височини в интервала $40\text{-}90 \text{ km}$ при четири различни температури в топлинната камера $T_{hc} = 600\text{K}; 900\text{K}; 1200\text{K}; 1500\text{K}$.

От приведените стойности изчислени на базата на изходните данни и измерените от сондата „Галилео“ атмосферни характеристики се виждат основните характеристики на силовата установка за идеалния случай към които трябва да се стремят конструктурите при проектирането и конструирането на двигателя. Основни и много важни в случая могат да се считат данните за тягата.

Тягата на двигателя в зависимост от налягането на флуида в атмосферата и като следствие на височината е показана на Фиг. 5. "Накървянето" на графиките е следствие на данните за плътността. Плътността е измервана косвено от акселерометрите на сондата Галилео и всеки случаен порив на вятъра е внасял отклонения при измерването.

Табл. 1 Основни характеристики на газовия поток в тракта на двигателя и тягата му за различни височини и температури в топлинната камера

Данни от СА „Галилео“							
Височина над МРЮ, Н, m	Налягане на атмосферата, P_{Atm}, Pa	Плътност на атмосферата, $\rho_{atm}, kg/m^3$	Масов поток $G_1, kg/s$	Скорост на невъзмутения поток, $v_1, m/s$	Температура на изходящите газове, $T_e, ^\circ K$	Скорост на изходящите газове, $v_e, m/s$	Тяга, R, N
Температура в топлинната камера – $T_{hc} = 600^\circ K$							
90,4	1058	0,002	2,6	2774,9	178,6	3143,0	947,3
80,1	1632	0,003	4,2	2655,4	176,3	3133,9	1999,9
60,0	4374	0,010	12,2	2468,8	171,4	3113,7	7893,7
40,2	13450	0,033	39,4	2380,2	168,7	3101,7	28406,7
Температура в топлинната камера – $T_{hc} = 900^\circ K$							
90,4	1058	0,002	2,6	2774,9	267,9	3849,3	2765,3
80,1	1632	0,003	4,2	2655,4	264,4	3838,2	4943,8
60,0	4374	0,010	12,2	2468,8	257,1	3813,5	16458,0
40,2	13450	0,033	39,4	2380,2	253,0	3798,8	55849,9
Температура в топлинната камера – $T_{hc} = 1200^\circ K$							
90,4	1058	0,002	2,6	2774,9	357,2	4444,8	4297,9
80,1	1632	0,003	4,2	2655,4	352,6	4432,0	7425,6
60,0	4374	0,010	12,2	2468,8	342,8	4403,4	23678,3
40,2	13450	0,033	39,4	2380,2	337,3	4386,5	78985,6
Температура в топлинната камера – $T_{hc} = 1500^\circ K$							
90,4	1058	0,002	2,6	2774,9	446,5	4969,4	5648,1
80,1	1632	0,003	4,2	2655,4	440,7	4655,2	9612,1
60,0	4374	0,010	12,2	2468,8	428,5	4923,2	30039,6
40,2	13450	0,033	39,4	2380,2	421,7	4904,3	99368,5



Фиг. 5 Тягата на двигателя в зависимост от налягането на флуида в атмосферата и като следствие на височината. "Накъдрянето" на графиките е следствие на данните за плътността. Както беше спомената плътността е измервана косвено от акселерометрите на сондата Галилео и всеки случаен порив на вятъра е внасял отклонения при измерването

3.3 Възможни зони за изпълнение на устойчив полет в режим с максимална ефективност на работа на двигателя

Както е известно при изпълнение на устойчив полет на ЛА четирите основни сили се уравновесяват. Силата на челното съпротивление е равна на силата на тягата, а подемната сила – на силата на тежестта. За да може да бъде преценено какви ще са зоните на устойчив полет е нужно да бъде известно аеродинамичното качество на ЛА. Както е известно аеродинамичното качество $K(\alpha)$ е отношението на подемната сила към челното съпротивление или от техните коефициенти $C_{y\alpha}(\alpha)$ и $C_{x\alpha}(\alpha)$:

$$K(\alpha) = \frac{C_{y\alpha}(\alpha)}{C_{x\alpha}(\alpha)} \quad (1)$$

$K(\alpha)$ обикновено се намира експериментално или чрез провеждането CFD анализи на конкретни ЛА. Проектирането на конкретна конструкция на ЛА е достатъчно дълъг и сложен процес изискващ работата на множество специалисти и достатъчно сериозни капиталовложения, особено когато това се късае и за атмосфера на планета различна от Земята. Въпреки, че в тази работа са разгледани множество различни аспекти на проблема тя не може да достигне до извеждането на оптималната конструкция на ЛА и поради тази причина са направени ред приближения. Това се късае и за аеродинамичното качество. Преди да се достигне до конкретна конструкция трябва да бъдат определени възможните зони на полет в първо приближение. За определяне на максималното аеродинамично качество в земната атмосфера емпирично е изведено т.нар. отношение на Кюшман (9):

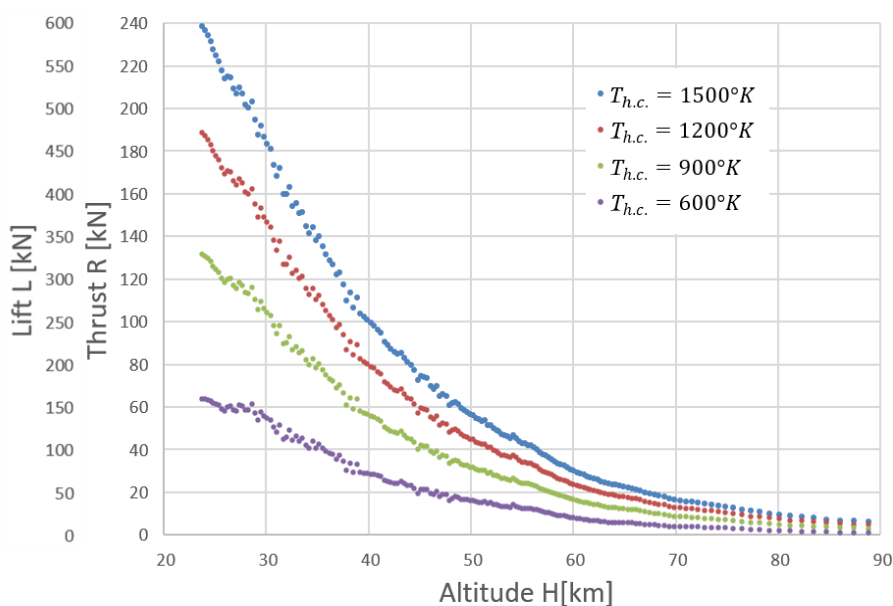
$$k_{max} = \left(\frac{L}{D}\right)_{max} = \frac{4(M+3)}{M} \quad (2)$$

където M е скоростта по число на Mach. За $M = 3$, $k_{max} = 8$. Въпреки това даденото отношение е идеализирано и емпирично изведено за Земята и не е сигурно дали ще е валидно за друга планета. И все пак като отправна точка може да бъде прибегнато до статистиката за земни ЛА, като аеродинамичното качество за другите планети едва ли би се различавало значително. Близък аналог, макар и по-високо скоростен е експерименталният хиперзвуков ЛА НТВ-2 (Hypersonic Technology Vehicle 2). Установено е (10) че аеродинамично му качество е $k = 2,6$. Подобно е и качеството на експерименталния безпилотен самолет Lockheed D-21, който е предвиден да лети със скорост близка до Mach 3. МиГ-21 на свръхзвукови скорости достига аеродинамично качество от 4 при скорост около Mach 2,4 (11). Добре известно е че при увеличаване на скоростта на ЛА аеродинамичното им качество намалява. Тъй като аеродинамичната схема на ЛА проектиран за изпълнение на полет на друга планета ще наподобява тази на НТВ-2, но ще е по-близка до Lockheed D-21, като вероятно ще има ясно изразени стреловидни крила и може да се очаква, че аеродинамичното му качество при скорост

от Mach 3 ще е в интервала 2,5 – 4. Това важи за първо поколение ЛА. Тук трябва да бъде отбелязано, че с развитието на технологиите и при достигане на оптимална конструкция на планера е твърде вероятно качеството да достигне и стойности близки до 8. Въпреки всичко изложено до тук за целите на това изследване е взет възможно най-песимистичният вариант – този, при който аеродинамичното качество на ЛА е $k = 2,5$. Предполага се че при проектирането дори на ЛА от първо поколение такава стойност лесно може да бъде достигната. Като следствие имайки предвид, че при устойчив полет $D = R$ може да бъде пресметната подемната му сила от:

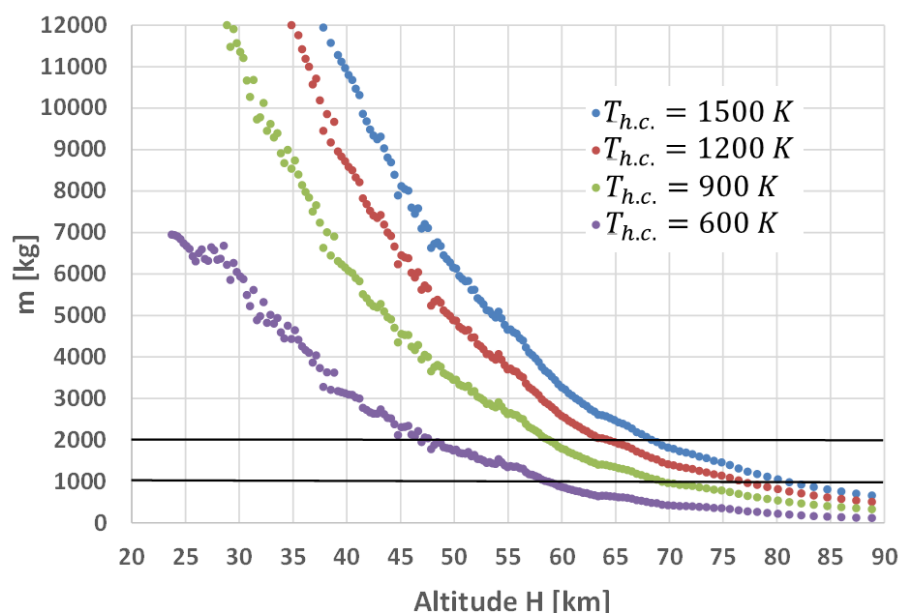
$$L = kR = 2,5R \quad (3)$$

Използвайки изведените данни за тягата получена за планетата Юпитер и връзката и с подемната сила получените стойности могат да бъдат показани графично. На графиката много добре се вижда рязкото намаляване на тягата и подемната сила с увеличаване на височината при всички температури в топлинната камера, което е логично.



Фиг. 6 Изчислените подемна сила (L) и тяга (R) като функция на височината (H) за различни температури в топлинната камера ($T_{h.c.}$)

За да може да бъде определена максималната маса на ЛА трябва да бъде изчислена силата на тежестта. Ускорението на свободно падане в атмосферата на Юпитер се променя незначително в областта от височини, които представляват интерес и е приета за константа $g_{Jup} = 23,2 \text{ m/s}^2$. Получените резултати за масата на ЛА за различни температури в топлинната камера са показани на следващата графиката:



Фиг. 7 Максимално допустими маси за изпълнение на хоризонтален и устойчив полет на ЛА в атмосферата на Юпитер като функция от височината и за различни температури в топлинната камера. Хоризонталните линии представляват два хипотетични ЛА с маси от 1000 кг и 2000 кг.

Наблюдава се известно разпръскване на резултатите показани на предишните две фигури в областите от височини под 55 км на МРЮ. Приведените тук изчисления са направени на базата на измерванията проведени от сондата „Галилео“. След внимателен анализ е установено, че данните за плътността получени от бордовите измервателни прибори са причина за наблюдаваното разпръскване. Плътността е

$T_{h.c.}, ^\circ K$	Височина на устойчив полет за апарат с маса 1 000 kg, km	Височина на устойчив полет за апарат с маса 2 000 kg, km
1500	81	68
1200	77	64
900	69	58
600	58	47

измервана косвено с помощта на акселерометър включен в агрегата Atmosphere Structure Instrument (ASI) по метода на Alvin Seiff (12). Същият метод е използван успешно за измерване на плътността на Земята, Марс и Венера и предполага доверие към получените резултати. Разпръскването на данните вероятно е резултат от активността в ниските слоеве на стратосферата и високите слоеве на тропосферата на Юпитер изразена в пориви на ветровете, конвективни течения, турбуленции и т.н.

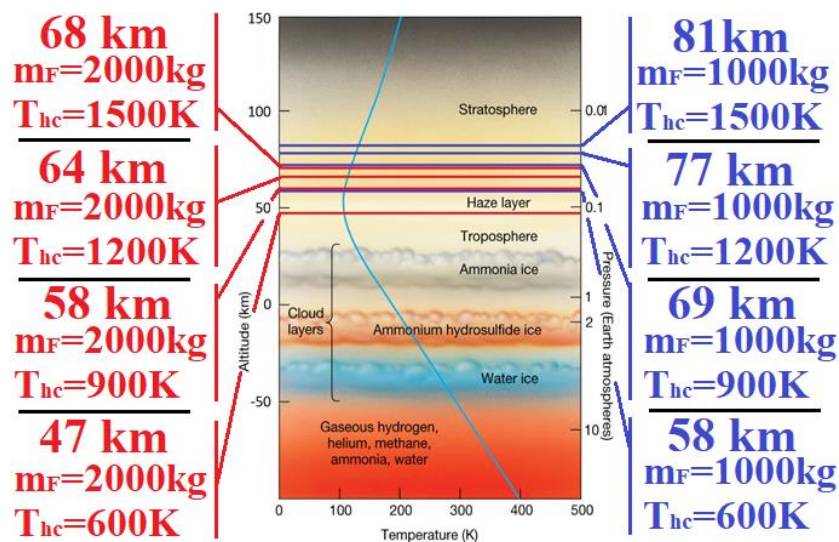
Дадената графика показва че за изпълнението на устойчив и хоризонтален полет на определена височина колкото по-тежъл е ЛА, толкова по-висока температура трябва в топлинната камера трябва да се поддържа. Второто следствие е даже по-важно и то е

че двигателя може да се дроселира чрез изменение на температурата на топлинната камера, като по този начин променя височината на изпълнение на полета. Дроселирането може да се осъществи технически, чрез движение на регулиращите реакцията в реактора поглътителни на неутрони.

Допълнително анализирайки графиката може да се установят височините на устойчив и хоризонтален полет за апарати с маси 1 000 kg и 2 000 kg при различни температури в топлинната камера. Те са представени в следната таблица:

Табл. 2 Обобщение за височините на устойчив полет за ЛА с маси 1 000 kg и 2 000 kg при различни температури в топлинната камера

Вече изведени в табличен вид, данните могат да бъдат представени графично [Фиг. 8]. Анализирайки фигурата и имайки предвид, че цената за доставка до планетата Юпитер е приблизително \$500 000/kg (13) може да се достигне до извода, че ЛА с маса от 1 000 kg и способност на реактора да нагрее протичащите газове до температура от 600K е способен да изпълни полет на височина от 58 km над МРЮ. Тази височина е достатъчна за да позволи на ЛА да лети над най-високия облачен слой, осигурявайки добър обзор на бордовата наблюдателя и видео-записваща апаратура. Освен това полетът ще се осъществи и при минимална температура в топлинната камера, ще минимизира термичните натоварвания и ще окаже пряко влияние върху устойчивостта и възможността за дълговременна работа на конструкцията и ЛА. Възможните зони за изпълнение на полет на ЛА в атмосферата на планетата Юпитер представени на Фиг. 8 са и един от най-важните изводи на това изследване.

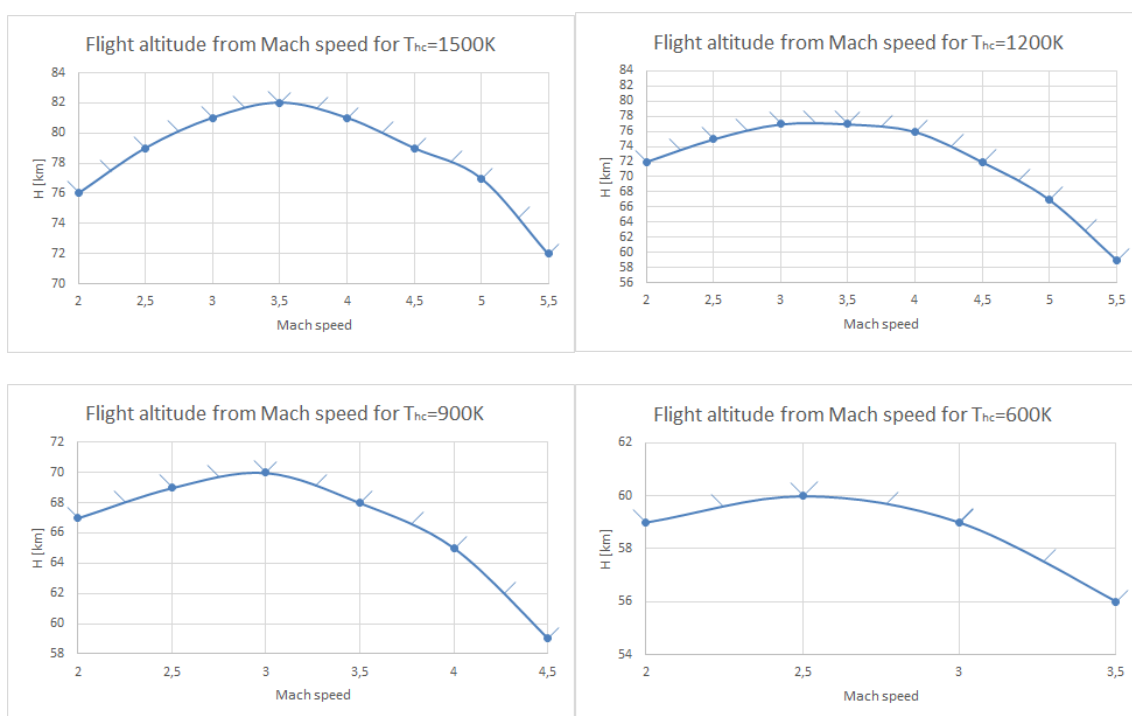


Фиг. 8 Височини за изпълнение на устойчив полет в атмосферата на планетата Юпитер за апарати с маси 1 000 kg и 2 000 kg. Източник на фоновото изображение: <https://www.uccs.edu/>; Pearson Education, Inc.

3.4 Ограничения на полета на ЛА по височина и скорост

3.4.1 Ограничение по температурата в топлинната камера – T_{hc}

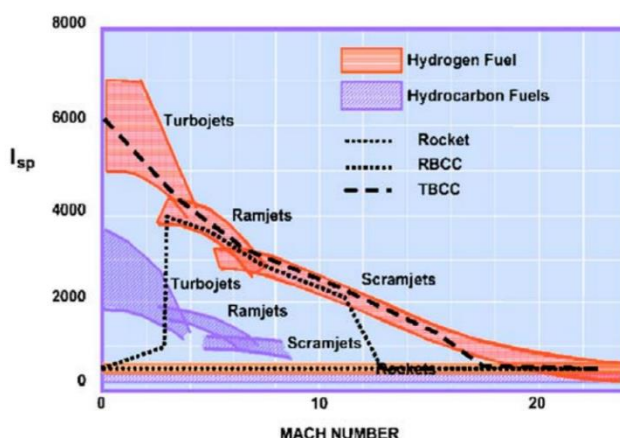
Агрегатите на двигателя могат да бъдат проектирани по различен начин за една и съща температура в топлинната камера и различни скорости на полета. За намирането на практическия таван на полета е използван аналитичния модел при зададени $T_{hc} = 1500; 1200; 900; 600K$ и е направена проверка за различни скорости на изпълнението му. Резултатите са представени във [Фиг. 9]. С пунктир отгоре е показана зоната на ограничение.



Фиг. 9 Практически таван на полета при максимално допустими температури в топлинната камера $T_{hc} = 1500; 1200; 900; 600K$ и различни скорости на изпълнение на полета

На фигурите се наблюдава една тенденция, която потвърждава правилната работа на създадения аналитичен модел. Както и в земната атмосфера [Фиг. 10], така и в атмосферата на Юпитер правоточните двигатели работят с максимална ефективност при скорости от около Mach 3, след което тя стръмно пада (14).

От друга страна провеждането на полет на височина по-голяма от 82 км



Фиг. 10 Ефективност (специфичен импулс) на различни типове реактивни двигатели в земната атмосфера (14)

е крайно нежелателно, защото в този случай ще трябва да се увеличи температурата в топлинната камера – $T_{hc} > 1500K$. Толкова високи температури се доближават до точката на топене на повечето стомани и подлагат на силни термични натоварвания дори и по-жаростойки материали като подлагат на безсмислен риск изпълнението на мисии от подобен вид.

3.4.2 Ограничение по скоростен режим на двигателя

Въпреки че в разчетния случай за агрегатите на двигателя е предвидено той да работи с максимална ефективност на скорост от 3 Mach, където $X_\alpha = 0$ по принцип може да се разгледа възможността за промяна на скоростта на полета, но в определен диапазон – 2,5 – 4,5 Mach. Под 2,5 Mach правоточният двигател става прекалено неефективен в работата си заради ниска компресия, а и допълнителното съпротивление X_α ще нарасне твърде силно. От друга страна над 4,5 Mach в тракта на двигателя ще започнат да се проявяват силно изразени транзвукови явления, които ще окажат негативно влияние на конструкцията и продължителността на работата му и разбира се допълнителното съпротивление X_α ще нарасне твърде силно.

Провеждането на полети с по-високи скороси е възможно, но ще се наложи да се използва ядрен SCRAMJET двигател, но това няма да доведе до мисия с голяма продължителност заради високите термични натоварвания породени от аеродинамичното нагряване.

3.4.3 Ограничение по флуидодинамично нагряване

За ограничението по флуидодинамичното нагряване може да се съди по температурата на стагнация на потока. Намалването на скоростта се случва основно в два етапа. В първия етап скоростта на потока преминаващ през ударната вълна или серия от ударни вълни рязко намалява. След това се разглежда граничния слой. В много малка област около корпуса се наблюдава силен градиент на изменение на скоростта, като в идеализирания случай безкрайно тънка област граничеща с корпуса е неподвижна спрямо него, което означава, че скоростта и е равна на нула. Това е областта на стагнация на потока, в която частиците на флуида са преобразували цялата си кинетична енергия в топлинна. По този начин в граничния слой се образува област загрята до т. нар. температура на стагнация, която се изчислява по формулата (15):

$$T_0 = T_1 \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right) \quad (4)$$

където T_0 – температура на стагнация на потока, а T_1 – температурата на невъзмутения поток.

Интересно е да бъде отбелязано, че плътността не влияе на температурата на стагнация. Влият само кинетичната енергия и началната температура на потока, както и показателят на адиабатата на флуида. Това е така защото плътността на флуида влияе

на скоростта на преноса на топлината или скоростта, с която той ще загрее елементите на корпуса на ЛА, но не и на температурата, която ще достигне граничния слой.

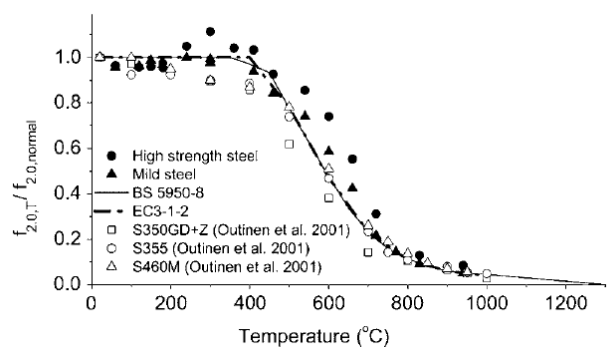
В реалния случай температурата на стагнация не може да бъде достигната поради множество фактори свързани с обтичането на ЛА, но все пак тя е показателна за максималните термични натоварвания, които може да изпита конструкцията. При изпълнението на продължителен полет прилягащите към корпуса зони на граничния слой и самият ЛА ще се загреят до температура близка, но не превишаваща тази на стагнация на потока, защото температурата от най-нагорещените предни ръбове ще се разпространи по конструкцията към всички останали агрегати на ЛА.

Прилагайки формулата за различни височини от 30 до 90 км се получава резултатът показан в Табл. 3.

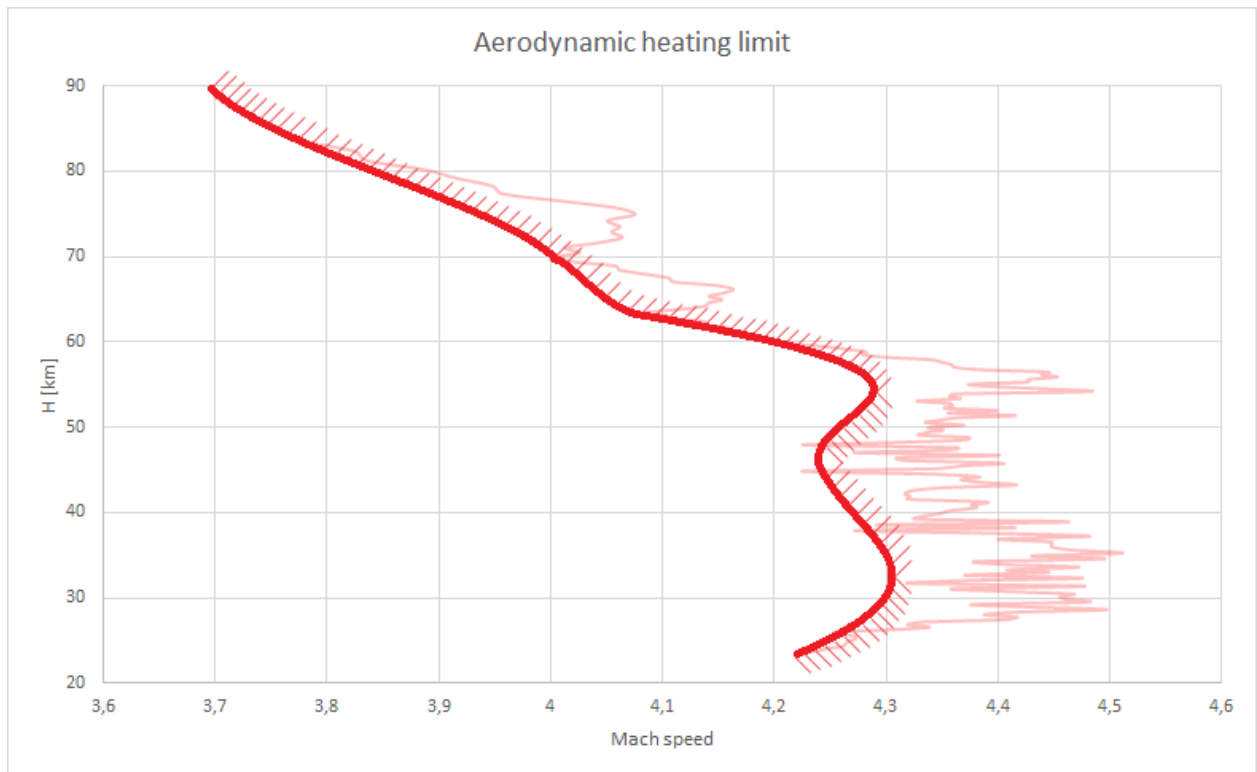
Табл. 3 Температура на стагнация на потока за различни височини и скорости по Mach

Altitude above 1 bar level		Gas flow stagnation temperature																
H	γ	T_1	$T_0 = T_1 \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)$															
[km]		[K]	[K]															
Giileo data			Velocity of the undisturbed flow [Mach]															
			2,5	2,6	2,7	2,8	2,9	3	3,1	3,2	3,3	3,4	3,5	4	4,3	4,5	5,5	6,5
90,4	1,5	158,4	405,9	426,096	447,084	468,864	491,436	514,8	538,956	563,904	589,644	616,176	643,5	792	890,604	960,3	1356,3	1831,5
80,1	1,511	147,3	382,5197	401,7136	421,6602	442,3596	463,8116	486,0164	508,9738	532,6839	557,1468	582,3623	608,3306	749,4624	843,1739	909,4118	1285,763	1737,385
70,4	1,522	133,8	352,0613	369,8714	388,3799	407,5869	427,4923	448,0962	469,3985	491,3992	514,0984	537,496	561,5921	692,5488	779,5041	840,9665	1190,184	1609,246
60,0	1,534	122,6	327,1888	343,8832	361,2323	379,2361	397,8946	417,2078	437,1757	457,7982	479,0754	501,0074	523,594	646,3472	727,8554	785,4676	1112,81	1505,62
50,2	1,545	113	305,4531	321,1573	337,4773	354,4132	371,9649	390,1325	408,9159	428,3152	448,3303	468,9613	490,2081	605,68	682,3533	736,5481	1044,473	1413,983
40,2	1,547	113	306,1594	321,9212	338,3011	355,2991	372,9153	391,1495	410,0019	429,4723	449,5609	470,2676	491,5924	607,488	684,4427	738,8364	1047,891	1418,757
30,1	1,546	114,3	309,3244	325,2384	341,7764	358,9386	376,7248	395,1351	414,1695	433,8279	454,1105	475,0171	496,5478	613,5624	691,2601	746,179	1058,218	1432,665
23,4	1,528	122,7	325,155	341,6753	358,8435	376,6596	395,1234	414,2352	433,9948	454,4023	475,4576	497,1608	519,5118	640,9848	721,6429	778,6542	1102,582	1491,296

За да бъде намалено износването на конструкцията в следствие на термични натоварвания ЛА трябва да осъществява полет при температури, които не биха въздействали негативно върху якостта на стоманата, от която евентуално ще бъде изготвен планера на ЛА. Изследване на Chen et.al. (16) показва [Фиг. 11], че оптималната температура от гледна точка на якост на високо-стойки легирани стомани е около 360°C или 633K като повечето запазват якостта си до около 700K. Именно тази температура трябва да се приеме за гранична при експлоатацията на ЛА изграден главно от стомана. Поради тази причина и взимайки под внимание данните от Табл. 3 се въвежда горна експлоатационна граница за скоростния режим по флуидодинамично нагряване на ЛА и тя е показана на Фиг. 12. Разбира се ако конструкцията е изградена от по-жаростойки материали тази граница ще бъде отместена към по-висока скорост.



Фиг. 11 Сравнение на тестови резултати за границата на провлачване на стомани от 2% с британския стандарт BS5950-8 (16)



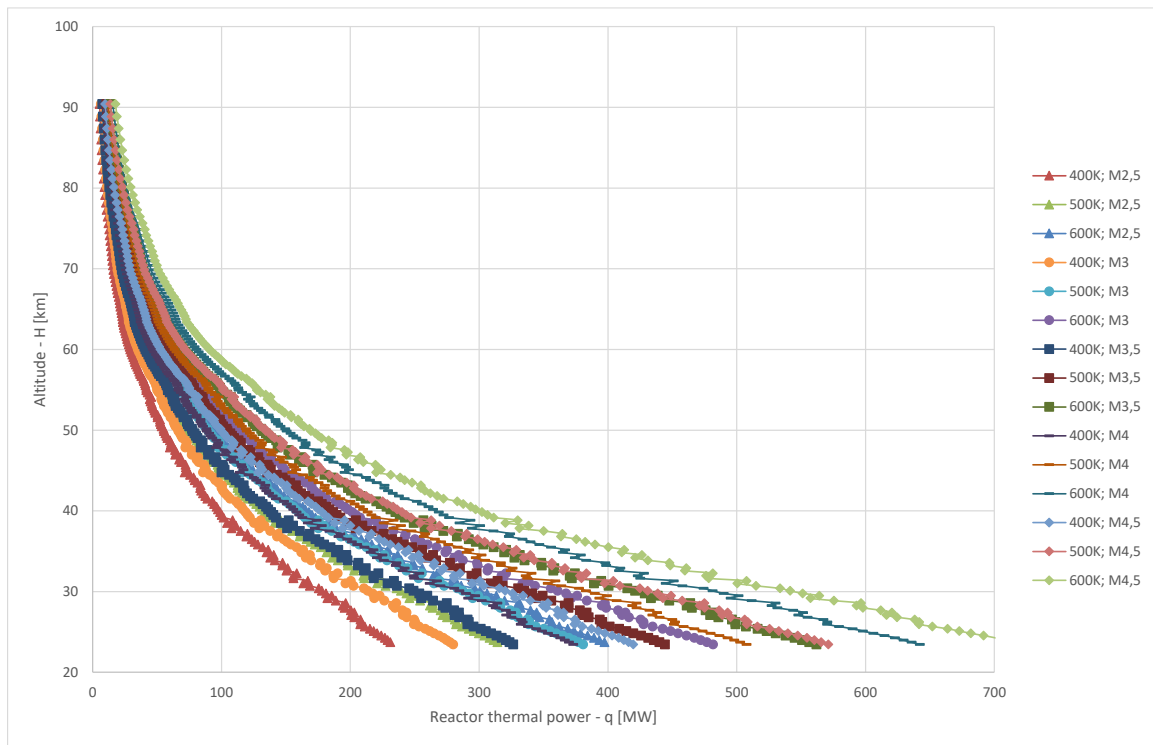
Фиг. 12 Ограничение по флуидодинамично нагряване

3.4.4 Ограничение от мощността на реактора и масов разход на флуида

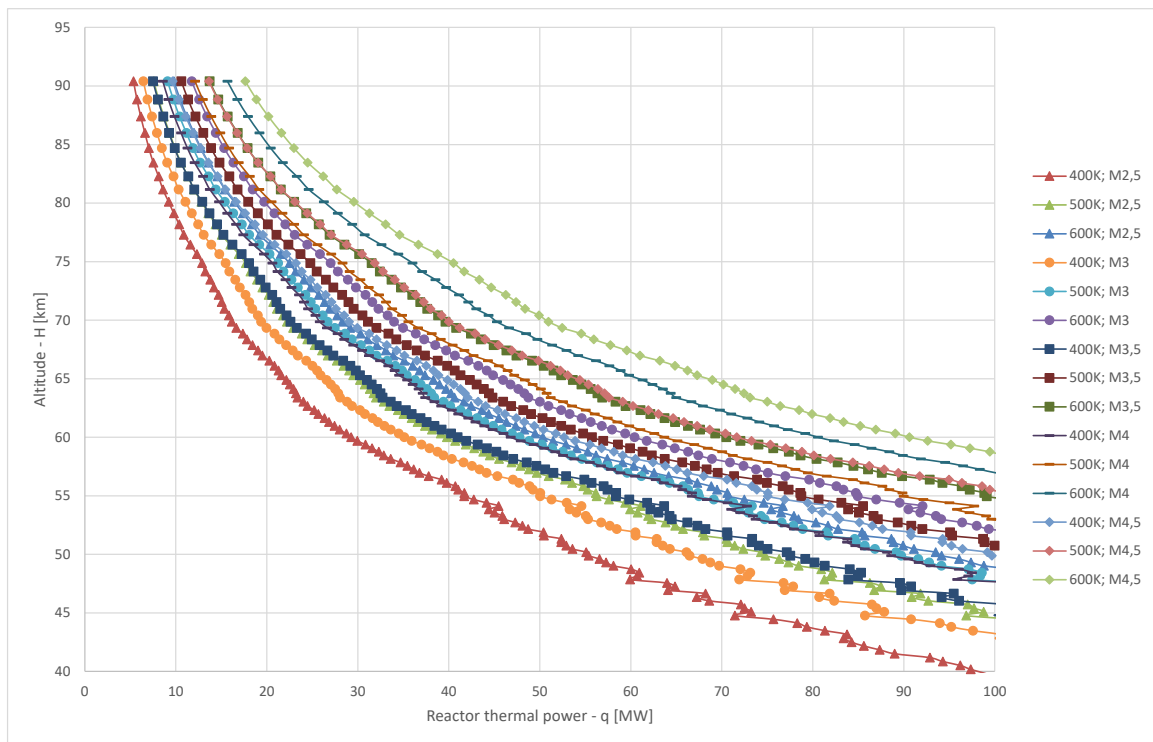
Топлинната мощност на реактора трябва да превишава потребната топлинна мощност нужна за замяване на флуида, която може да бъде изчислена от:

$$q = c_p G \Delta T \quad (5)$$

Използвайки данните от спускаемия апарат „Галилео“ за характеристиките на атмосферата на Юпитер могат да бъдат съставени графики за потребните мощности на реактора за различни височини и скорости [Фиг. 13]. Разбира се на този етап е безсмислено ЛА да се оборудва с ядрен реактор способен да захрани с енергия цял град и поради тази причина в тази работа се разглеждат реактори с мощност в диапазона 0 - 100 MW [Фиг. 14].



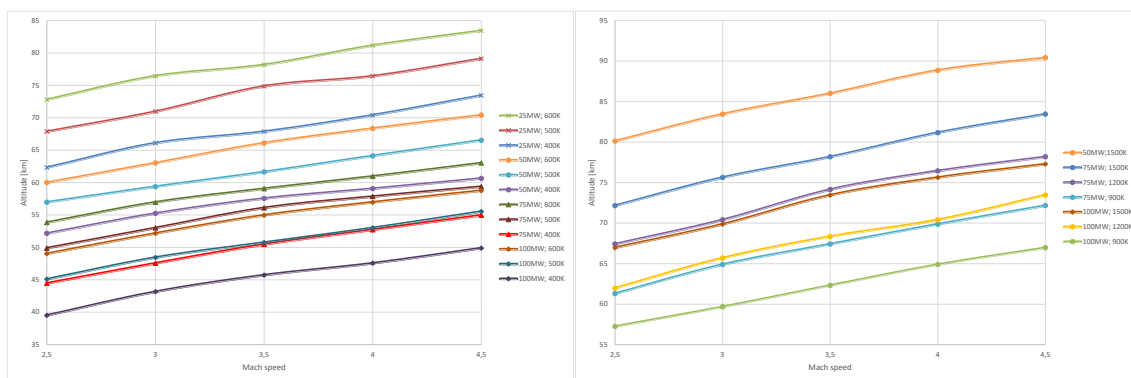
Фиг. 13 Зависимост на височината на полета от потребната топлинна мощност на реактора в диапазона 0-700MW



Фиг. 14 Зависимост на височината на полета от потребната топлинна мощност на реактора в диапазона 0-100MW

Важно е да се отбележи, че потребната топлинна мощност зависи от масовия разход на флуида, който преминава през тракта на двигателя, а той от сечението на ПГП. При добавяне на миханизъм регулиращ сечението му, може да се мени и масовия разход на флуида, но на първо време това не е желателно заради приетата презумция за ограничаване на подвижните части в ЛА всяка, от която повишава риска за успех на мисията.

Данните от направените изчисления могат да бъдат представени и по друг начин – във вид на графика за ограниченията от мощността на реактора и масовия раход на флуида по височина и скорост на полета на ЛА. На Фиг. 15 графично са представени именно те. На графиките са показани ограниченията за различни мощности на рактора – 25,50,75 и 100 MW и при три температури на ТК – 1500, 1200, 900, 600, 500 и 400K. Всяка една от тези криви ограничава зоната на възможни полети от долната страна. Те показват възможността за работа на двигателя над тях в зависимост от характеристиките му. Под тези линии двигателят или трябва да работи с по-висока мощност за да успее да нагрее флуида до целевата температура или при по-ниска температура на ТК, което ще намали тягата на двигателя и ще позволи извършването на полет на по-ниска височина.

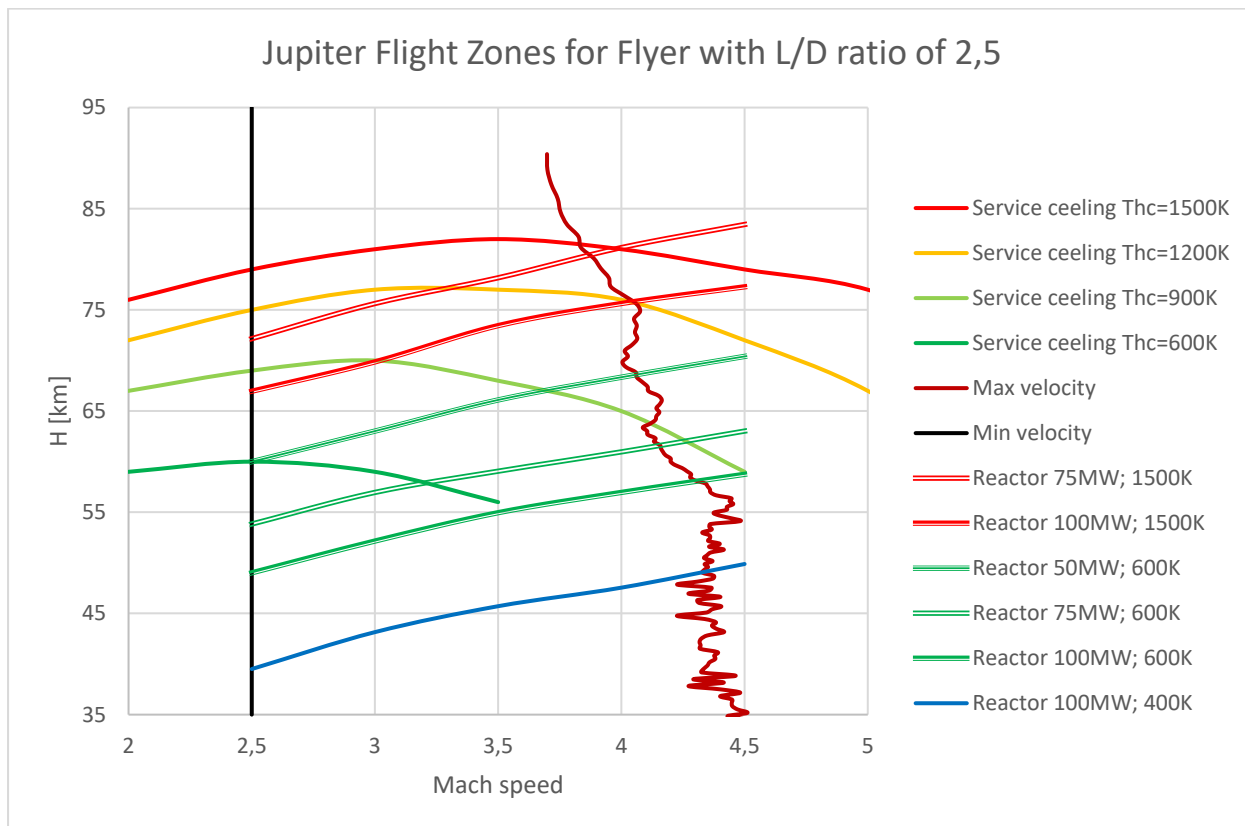


Фиг. 15 Ограничение по мощност на реактора и масовия разход на флуида

3.5 Зони на възможните полети по височина и скорост

Изводът, който може да бъде направен от разсъжденията и изчисленията направени до тук е че при дроселиране на двигател с мощност на реактора между 50 и 100 MW чрез промяна на температурата в топлинната камера (съответно на положението на поглъщащите неутроните елементи) височините за изпълнение на полет могат да варират от около 50 км до около 83 км, а скоростите от Mach 2,5 до около Mach 4 [Фиг. 16]. Разбира се полет може да се изпълни и на височина под 50 км с $T_{hc} < 600K$ или скорост различна от Mach 3, но при отсъствие на регулиращ механизъм на ПГП, реакторът няма да е способен да нагрее до нужната температура газовия поток, тягата ще намалее, което ще доведе до още по-голяма загуба на височина и още по-сериозен недостиг на мощност за загряване на постъпващите газове. Това от своя страна ще

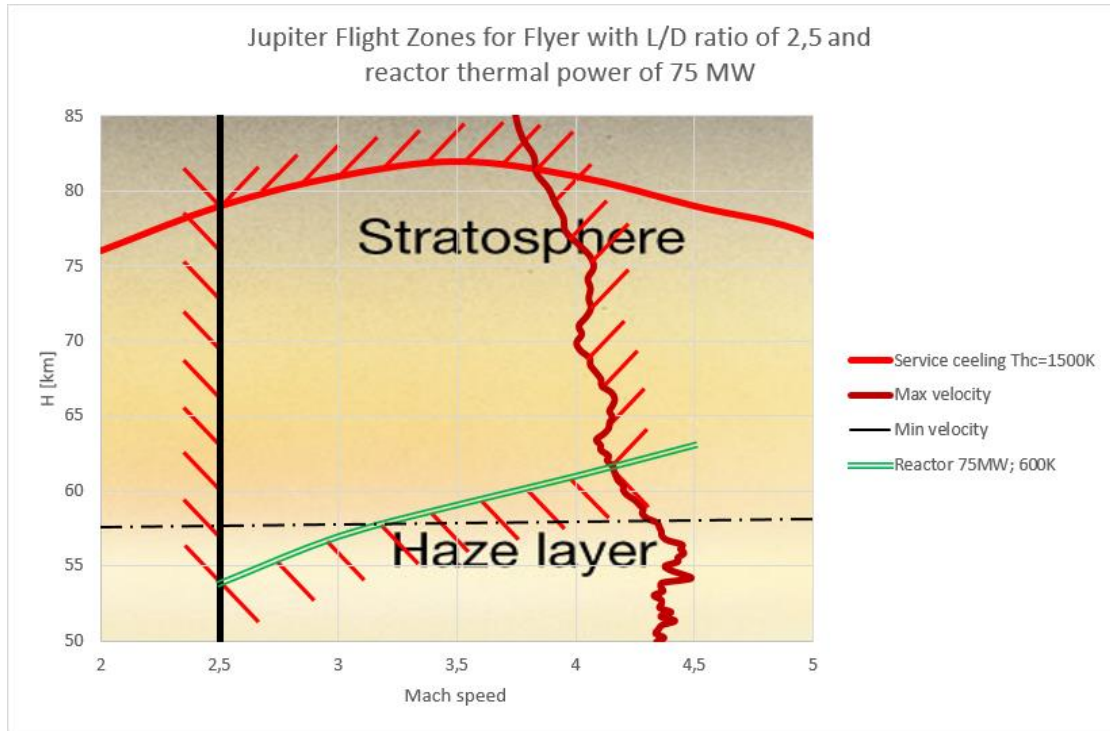
доведе до падането на ЛА в по-плътните слоеве на атмосферата и неговото унищожаване.



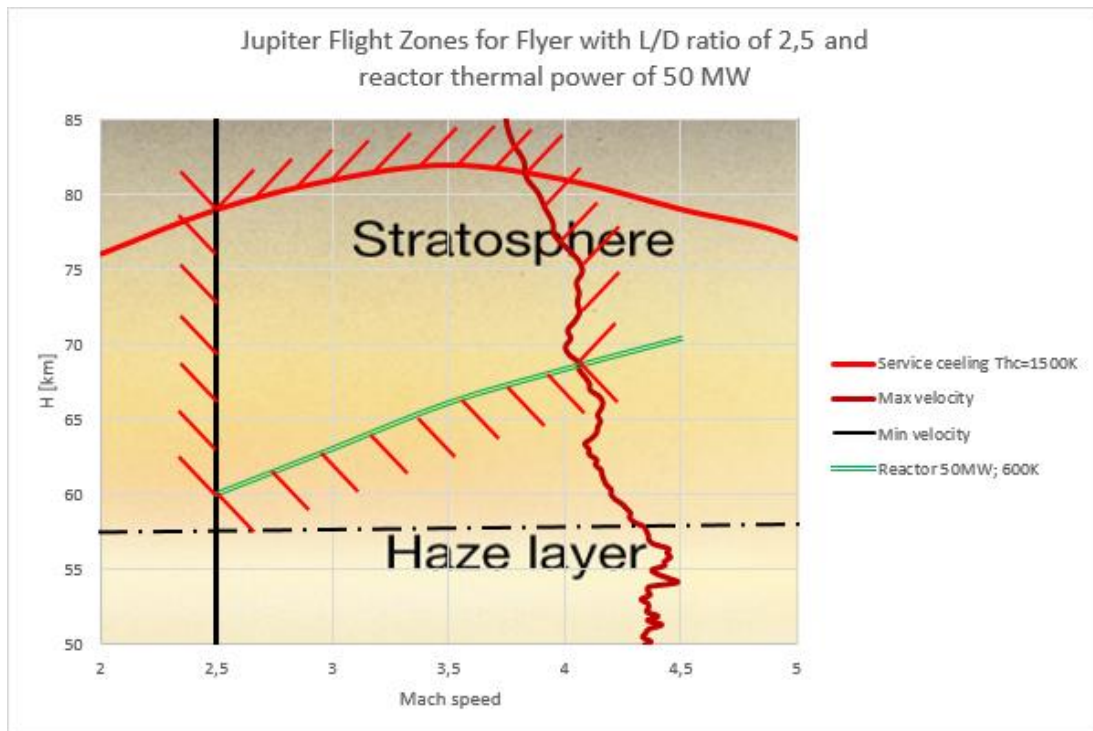
Фиг. 16 Зони за изпълнение на полети по височина и скорост за ЛА с аеродинамично качество 2,5

Освен това на височина от около 57 км ЛА ще започне да навлиза в най-високия облачен слой, което ще ограничи видимостта на бордовата наблюдателна апаратура. Това не означава, че краткотрайно навлизане в тази зона няма смисъл. Напротив. На тези височини могат да се изследват динамиката на облачния слой и гръмотевичната активност в него, но е препоръчително такава навлизане да се извърши във финалните етапи на провеждането на подобен полет.

Оборудването на ЛА с реактор с необосновано голяма мощност би довело до ненужно увеличение на обема и масата на ЛА, а от там и на цената на реализация на подобна мисия. Изхождайки от Фиг. 16 изглежда разумно да се предложи топлинната мощност на реактора да е в интервала 50 MW и 75 MW. Съответните възможни зони за изпълнението на полети са показани на Фиг. 17 и Фиг. 18 и са оградени с щрих.



Фиг. 17 Зона за изпълнение на полети по височина и скорост за ЛА с аеродинамично качество 2,5 и термична мощност на реактора 75MW



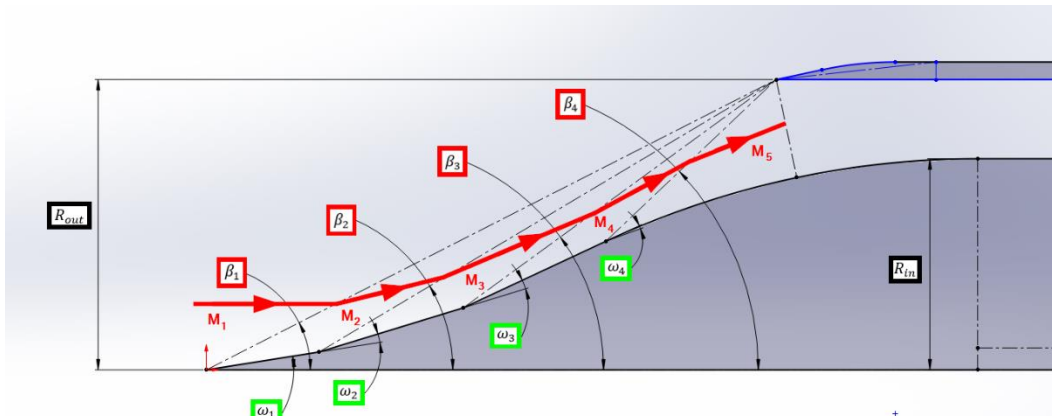
Фиг. 18 Зони за изпълнение на полети по височина и скорост за ЛА с аеродинамично качество 2,5 и термична мощност на реактора 50MW

4. Летателният апарат и неговите агрегати

4.1 Приемник на газовия поток - ПГП

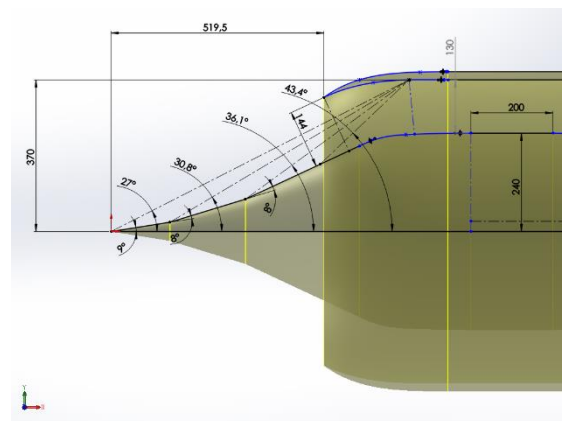
Тъй като ролята на работен флуид в работата на ЯПРД се изпълнява от атмосферния газ особено важна е ефективността на входното устройство на двигателя – ПГП. Назначението му е да събере достатъчно количество атмосферен газ, осигурявайки по този начин нужния масов разход за работата на двигателя. Освен това ПГП и дифузора трябва да подготвят работния флуид за загряването му в ТК – да свалят скоростта му до дозвукова без да позволяват появата на транзвукови ефекти – Mach 0,5, а освен това да хомогенизират потока по сечението на двигателя. Тъй като е предвидено ЛА да изпълнява полета със скорост от Mach 3 при взаимодействието на двигателя с атмосферния газ ще се образува система от ударни вълни и зони на разреждане. За максимална ефективност на ПГП е наложително да се определят правилно типът, разположението и оптималната геометрия на устройството.

Методът за анализ на ПГП и намирането на оптимална геометрия е описан в дисертационния труд.



Фиг. 19 Обозначение на основните параметри при вариацията, на които се търси оптималната геометрия на ПГП

Намирането на оптималната геометрия на ПГП е итеративен процес. В търсенето на оптимална геометрия с помощта на аналитичния модел и CFD анализи бяха подложени на тест десетки различни конфигурации на ъглите на централното тяло и на положението и формата на външния корпус и неговия режещ преден ръб. В крайна сметка беше достигнато до максимално ефективна конфигурацията показана на Фиг. 20.



Фиг. 20 Геометрични характеристики на ПГП

При дадените геометрични характеристики на ПГП беше постигнато съсредоточаване на

ударните върху режещия ръб на външния корпус, което довежда до свеждането на допълнителното съпротивление X_{α} до минимум и максимална ефективност в работата на устройството. Използвайки аналитичния модел и намерените чрез него оптимални геометрични характеристики бяха изчислени и произтичащите от тях физични характеристики на ПГП. Те са показани в Табл. 5. заедно с резултатите от намерените характеристики от CFD.

Оптималните полуъгли на конструкцията на централното тяло, полуъглите на произтичащите от него ударни вълни и коефициени на възстановяване на налягането са представени в Табл. 4.

Табл. 4 Полуъгли на конструкцията на централното тяло, полуъгли на ударните вълни и съответните коефициенти на възстановяване на налягането

ω_i	β_i	σ_i
$\omega_1 = 9^\circ$	$\beta_1 = 27^\circ$	$\sigma_1 = 0,970$
$\omega_2 = 8^\circ$	$\beta_2 = 31^\circ$	$\sigma_2 = 0,986$
$\omega_3 = 8^\circ$	$\beta_3 = 36^\circ$	$\sigma_3 = 0,990$
$\omega_4 = 0^\circ$	$\beta_4 = -$	$\sigma_4 = 1,000$

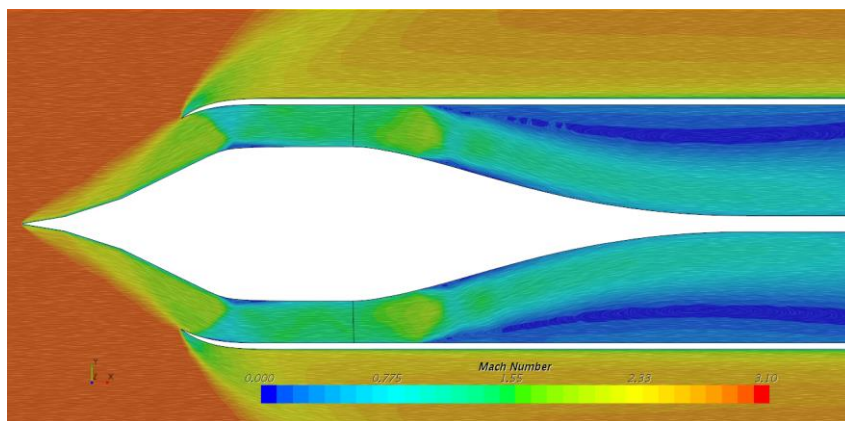
Общият коефициент на възстановяване на налягането на цялото устройство се определя както следва:

$$\sigma_{\Sigma} = \sigma_1 \sigma_2 \sigma_3 \sigma_4 \sigma_5 = 0,97 \cdot 0,986 \cdot 0,99 \cdot 1,000 = 0,80 \quad (6)$$

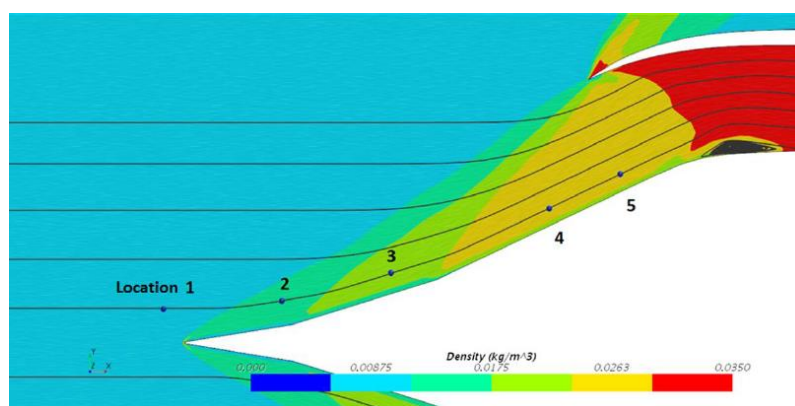
Следователно пълната загуба на налягане от ПГП е 20% при скорост от Mach 3, което е стойност сравнима със земните аналози (17) при тези скорости.

По протежение на потока в точки от 1 до 5 [Фиг. 22] от програмата са взети данни за основните физически характеристики на потока за да може да се направи сравнение с данните получени от аналитичния модел, а именно скорост по Mach, статично налягане, плътност и температура. Данните са приведени в Фиг. 22.

Използвайки аналитичния модел и намерените чрез него оптимални геометрични характеристики бяха изчислени и произтичащите от тях физични характеристики на ПГП. Те са показани в Табл. 5. заедно с резултатите от намерените характеристики от CFD.



Фиг. 21 CFD анализ на разпределението по скорости на газовия поток.



Фиг. 22 CFD анализ на разпределението на наляганята. Ясно се виждат положенията на ударните вълни. С цифри са обозначени точките, от които са взети данни за налягането на потока

Използвайки аналитичния модел и намерените чрез него оптимални геометрични характеристики бяха изчислени и произтичащите от тях физични характеристики на ПГП. Те са показани в Табл. 5. заедно с резултатите от намерените характеристики от CFD.

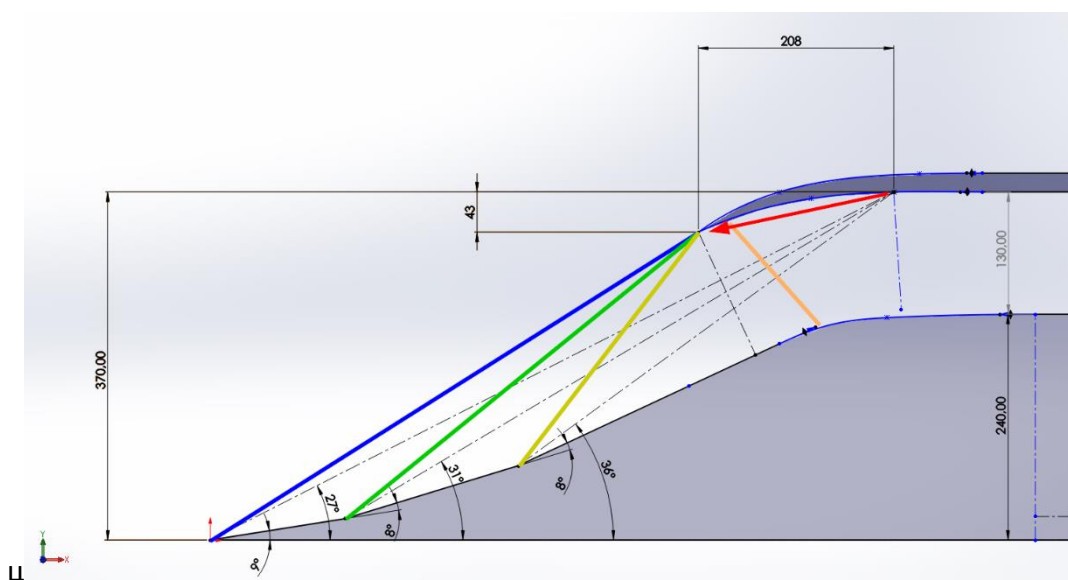
Табл. 5 Сравнение на аналитично и CFD получени данни

Точка	Скорост по Mach		Статично налягане [Pa]		Плътност [kg/m ³]		Температура [K]	
	А. Модел	CFD	А. Модел	CFD	А. Модел	CFD	А. Модел	CFD
1	3,00	3,00	4374	4374	0,0099	0,0920	122,6	122,6
2	2,47	2,54	8877	8476	0,0160	0,0146	159,0	150,5
3	2,09	2,21	15296	14207	0,0220	0,0211	193,0	174,8
4	1,76	1,89	24813	22216	0,0300	0,0285	229,0	202,2
5	1,76	1,83	24813	22314	0,0300	0,0278	229,0	207,7

Провеждането на CFD анализ доведе до изменение в геометричните характеристики на ПГП. Оказа се че предвиденото от аналитичния модел положение на точката на съсредоточаване на ударните вълни върху предния режещ ръб на корпуса [Фиг. 19] на двигателя се различава при CFD анализа. Точката на съсредоточаване според CFD анализа се намира на 208 мм в посока по направлението на полета (обратно на O_x) и на 43 мм в направление към централната ос (обратно на O_y) на устройството. Това е

обяснима разлика, която произтича от факта, че аналитичният метод за търсенето на ъглите на ударните вълни има приблизителен характер, защото е създаден за идеални условия и не отчита въздействието на локално появяващи се турбуленции и поведението на граничния слой. За сметка на това останалите физически характеристики са определени достатъчно точно и от двата модела. Разбира се финална и съвсем точна валидация може да се проведе във флуидо-динамична тръба с пресъздадени сходни на атмосферата на Юпитер характеристики, което е скъпа задача и вероятно ще е обект на бъдеща работа.

Гореизложените аргументи наложиха проектирането на допълнителна „козирка“ със специфичен контур, която да достигне до определената от CFD анализите точка и която създава минимално допълнително съпротивление. Разликите са показани във Фиг. 23.



Фиг. 23 Разлика в положението на точката на съсредоточаване на ударните вълни между аналитичния модел (черните пунктирни линии) и CFD анализа (цветните непрекъснати линии).

4.2 Сопло

Соплото е още един важен агрегат в конструкцията на двигателя и на ЛА като цяло. От прецизното му проектиране зависи получаването на максимални тягови характеристики. Няколко са важните характеристики на соплото – характеристики на критичното сечение, характеристики и кривина на сопловия тракт и най-важното осигуряване на оптималното разширение на газовете. По-подробно разглеждане на този въпрос е направено в дисертационния труд.

4.3 Балансировка. Устойчивост и управляемост

При избора на флуидо-динамична схема за неманеврен самолет с голяма продължителност на полета голямо внимание трябва да се отдели на аеродинамичното

качество K_{max} при крайцерски режим на полета. То до голяма степен определя площта на крилото и на ХО, а от там и компактността на ЛА. Тя е изключително важна защото ЛА трябва да бъде поместен в СА с ограничен обем.

Максимално аеродинамично качество може да бъде постигнато за сметка на намаляване на сечението на неносещите части на ЛА, намаляване на обтичаните повърхности на ЛА или чрез намаляване на балансировъчното съпротивление на ЛА. Първите два способа зависят от размера на силовата установка и якостните и аеродинамични характеристики на конструкцията и трябва да се разгледат отделно на етап на проектирането на ЛА. Тук обаче могат да се споменат някои съображения късаещи намаляването на балансировъчното съпротивление на ЛА, което пряко зависи от избраната флудо-динамична схема.

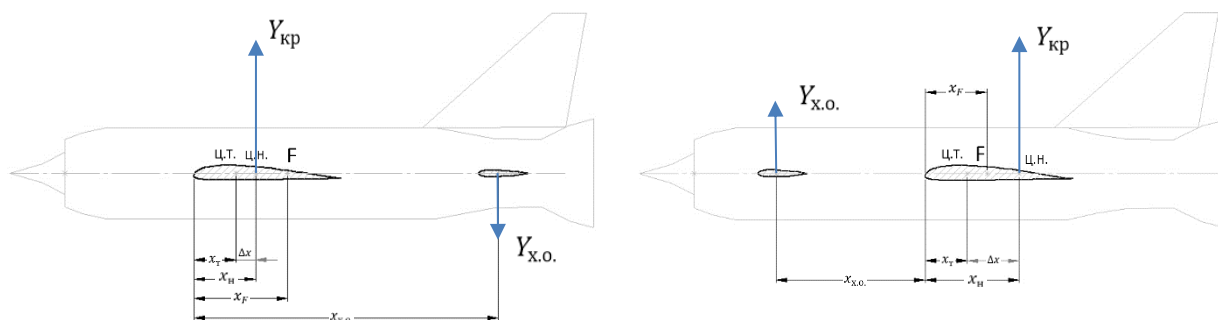
Могат да бъдат изведени условията за балансировка на самолета за нормална схема (горният знак) и за схема „патица“ (долният знак):

$$\frac{Y_{x.o.}}{Y_{кр}} = - \frac{x_H - x_T}{x_{x.o.} + x_T} \quad (7)$$

и полагайки, че $x_H - x_T = \Delta x$, $x_{x.o.} - x_T = L_{x.o.}$ (за нормална схема) и $x_{x.o.} + x_T = L_{x.o.}$ (за схема „патица“) се получава:

$$\frac{Y_{x.o.}}{Y_{кр}} = \frac{\Delta x}{L_{x.o.}} \quad (8)$$

Използвайки данните натрупани при използването на земните самолети се проследява явление, при което при свръхзвукови скорости центърът на налягането на крилото значително се измества назад с увеличаване на скоростта. Δx се увеличава и като следствие се увеличава съотношението $\frac{Y_{x.o.}}{Y_{кр}}$ като при това то може да достигне стойности от 0,15-0,20 (при дозвуков режим то е съответно в диапазона 0,03-0,05). Това означава, че балансировката на самолета на свръхзвуков режим на полета води до значително увеличение на съпротивлението, което е свързано с подемната сила на ХО.



Фиг. 24 Надлъжна балансировка на ЛА с нормална схема (ляво) и схема "патица" (дясно)

Пълното челно съпротивление на ЛА взимайки предвид балансиrowъчното е равно на:

$$X = X_0 + X_{i \text{ кр}} + X_{\text{бал}} = X_i + X_{i \text{ кр}} + X_{i \text{ х.о.}} \quad (9)$$

при разделяне на двете части на уравнението на qS (с допускане, че $q_{\text{кр}} = q_{\text{х.о.}}$ и $(c_y^\alpha)_{\text{кр}} = (c_y^\alpha)_{\text{х.о.}}$) се получава:

$$c_x = c_{x0} + c_{x i \text{ кр}} + c_{\text{бал}} = c_{x0} + c_{x i \text{ кр}} + c_{x i \text{ х.о.}} S_{\text{х.о.}} \quad (10)$$

или тъй като за нормалната схема $c_y = c_{y \text{ кр}} + c_{y \text{ х.о.}} S_{\text{х.о.}}$, а за схема „патица“ $c_y = c_{y \text{ кр}} - c_{y \text{ х.о.}} S_{\text{х.о.}}$, то съответно за двете схеми е валидно (горният знак за нормална; долният за „патица“):

$$c_x = c_{x0} + D_0(c_{y \text{ кр}} \pm c_{y \text{ х.о.}})^2 + D_0 c_{y \text{ х.о.}}^2 S_{\text{х.о.}} \quad (11)$$

където $D_0 = \frac{1}{c_y^\alpha}$

От Фиг. 24 следва, че (горният знак е за нормална схема; долният е за „патица“):

$$(c_{y \text{ кр}} \pm c_{y \text{ х.о.}} S_{\text{х.о.}}) \Delta x = c_{y \text{ х.о.}} L_{\text{х.о.}} S_{\text{х.о.}} \quad (12)$$

и като следствие:

$$c_{y \text{ х.о.}} = \frac{c_{y \text{ кр}} \Delta x}{S_{\text{х.о.}} (L_{\text{х.о.}} \mp \Delta x)} \quad (13)$$

Замествайки (30) в (28) и след опростяване ще се получи:

- за нормална схема:

$$c_x = c_{x0} + D_0 c_{y \text{ кр}}^2 \left[1 + \frac{\Delta x^2}{(L_{\text{х.о.}} - \Delta x)^2} \left(1 + \frac{1}{S_{\text{х.о.}}} \right) + \frac{2\Delta x}{L_{\text{х.о.}} - \Delta x} \right] \quad (14)$$

- за схема „патица“:

$$c_x = c_{x0} + D_0 c_{y \text{ кр}}^2 \left[1 + \frac{\Delta x^2}{(L_{\text{х.о.}} + \Delta x)^2} \left(1 + \frac{1}{S_{\text{х.о.}}} \right) - \frac{2\Delta x}{L_{\text{х.о.}} + \Delta x} \right] \quad (15)$$

С цел опростяване на уравнението може да бъде въведен коефициентът ω , който отчита влиянието на балансиrowката в челното съпротивление на самолета:

- за нормална схема:

$$\omega = \frac{\Delta x^2}{(L_{x.0} - \Delta x)^2} \left(1 + \frac{1}{S_{x.0}}\right) + \frac{2\Delta x}{L_{x.0} - \Delta x} \quad (16)$$

- за схема „пятица“:

$$\omega = \frac{\Delta x^2}{(L_{x.0} + \Delta x)^2} \left(1 + \frac{1}{S_{x.0}}\right) - \frac{2\Delta x}{L_{x.0} + \Delta x} \quad (17)$$

Използвайки нововъведения коефициент ω уравнения (31) и (32) могат да бъдат сведени до обобщеното:

$$c_x = c_{x0} + D_0 \text{ бал} c_{y \text{ кр}}^2 \quad (18)$$

където $D_0 \text{ бал} = (1 + \omega)D_0$.

Както е известно максималното аеродинамично качество на самолета е:

$$K_{max} = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{1}{c_{x0} \cdot D_0}}$$

Отчитайки балансировъчното съпротивление:

$$K_{max} = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{1}{c_{x0} \cdot D_0 \text{ бал}}}$$

или

$$K_{max} = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{1}{c_{x0} \cdot D_0 (1 + \omega)}} \quad (19)$$

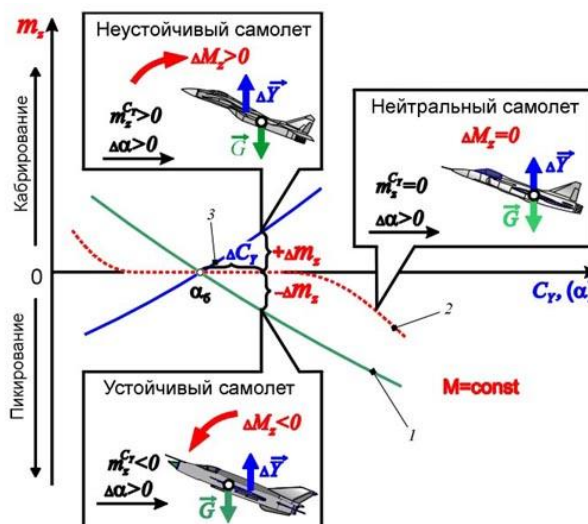
Както се вижда от уравнение (36), коефициентът ω оказва значително влияние на флуидо-динамичните характеристики на самолета и всички начини той да бъде намален биха оказали благоприятно влияние върху аеродинамичното качество на ЛА, а от там и на обемът, който ще заемат агрегатите му. Особено това се късае размаха на крилата му.

Освен това при анализа на балансировъчното съпротивление като отправна точка е удобно да се използва точката на фокуса на самолета. Както е известно надлъжната стабилност на самолета се оценява чрез производната на коефициента на надлъжния (около оста Oz) момент m_z по коефициента на подемната сила:

$$x_F - x_T = m_z^{c_y} = \frac{\partial m_z}{\partial c_y} \quad (20)$$

И все пак връщайки се обратно към $D_{0\text{ бал}}$ и коефициентът ω и при премахване на хоризонталното оперение като цяло коефициентът ω ще бъдат напълно занулен заради $L_{x,0} \rightarrow \infty$, което и води до $D_{0\text{ бал}} = D_0$, минимум на балансировъчното съпротивление и идеята за оптимална балансировка, чрез реализацията на флуидо-динамична схема „безопасна“ (известна също с руския термин „безхвостка“). Именно тази схема ще бъде използвана при по-нататъчното проектиране.

Има още един съществен фактор, който трябва да бъде отчетен при проектирането на ЛА, а именно взаимното разположение на центъра на масата и центъра на флуидо-динамичната подъемна сила. Според поставената задача ЛА трябва да бъде проектиран по такъв начин, че да минимизира риска от провал на мисията. Следователно той трябва да е максимално устойчив към случайни възмущения – пориви на набягващия поток, резки



Фиг. 25 Изменение на коефициента на надлъжния момент на ЛА m_z в зависимост от C_y (или α) (18).

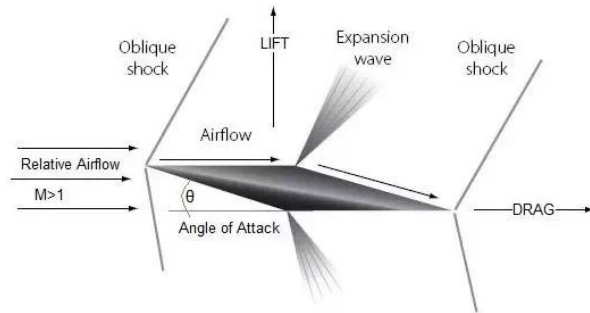
смени в плътността или температурата на флуида. С други думи казано ЛА трябва да е проектиран така че да се самостабилизира. Това може да бъде постигнато чрез осигуряването на значително разстояние между центъра на масата и центъра на флуидо-динамичната подъемна сила $\Delta x = x_H - x_T$ (18). Колкото по-голямо е Δx толкова по-устойчив би бил ЛА [Фиг. 25]. В същото време обаче това оказва влияние и на управляемостта на ЛА, защото по-голямата му устойчивост ще доведе до нуждата от по-големи усилия от страна на управляващите органи за преодоляването на надлъжния момент m_z , който флуидо-динамичната схема ще се опитва да парира. Това е много сериозен въпрос, който обикновено се решава опитно чрез тестови полети, в аеродинамични тръби и с помощта на CFD анализи, което за момента е извън възможностите на автора на този дисертационен труд, но могат да се предприемат стъпки в това направление в бъдеще.

Главният резултат от казаното до тук са изводите за използването на флуидо-динамична схема „безопасна“ и възможното отдалечаване на центъра на флуидо-динамичната подъемна сила от центъра на масата в направление срещу направлението на полета за постигането на устойчивост при изпълнение на полета. Това на този етап е достатъчно.

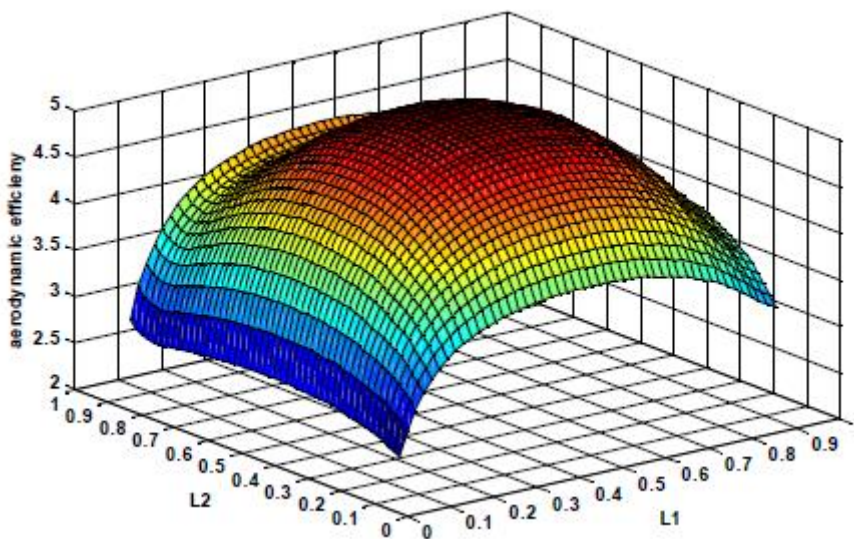
4.4 Профил на крилото

Практиката при проектирането и експлоатацията на земните самолети показва, че при полет с висока свръхзвукова скорост – над Mach 2 най-ефективен е ромбоидалният в сечение профил на крилото [Фиг. 26], (19).

В търсене на максимално ефективен ромбоидален профил М. Н. F. El-Gohary и М. Y. M. Ahmed са провели интересно аналитично изследване, подкрепено с резултати от изпълнени CFD анализи (20). Авторите са съставили тримерна графика на аеродинамичната ефективност $\eta = C_L/C_D$ в зависимост от разстоянията l_1 и l_2 [Фиг. 27]. Базирайки се на резултатите от тяхното изследване и взимайки предвид, че коефициентите не зависят от плътността и състава на флуида, а само от неговата форма по-нататък в тази дисертация ще се приема за подходящ профилът, който те определят като максимално ефективен и именно той ще бъде използван при по-нататъчните анализи. Това е първият профил представен в Табл. 6.





Фиг. 26 Ромбоидален в сечение профил на крилото и ефектите свързани с неговото обтичане



Фиг. 27 Влияние на геометричните характеристики на ромбоидалния профил върху неговата флуидодинамична ефективност (20)

Табл. 6 Сравнение на характеристиките на флуидодинамични профили с екстремуми на ефективността (20)

	Value	Design	l_1	l_2
Maximum aerodynamic efficiency	4.98		0.59	0.55
Minimum aerodynamic efficiency	2.28		0.11	0.17

В същия труд са представени данни за коефициентите на подезната сила и на челното съпротивление C_L и C_D за дадения профил и по конкретно $C_L = 0,2$, а $C_D = 0,0398$. С помощта на тези коефициенти и наличните данни за атмосферата на Юпитер и масата на ЛА можем да изчислим необходимата площ на крилото. Както е известно подезната сила се изчислява по формулата:

$$L = \frac{1}{2} \rho v^2 S c_L \quad (21)$$

Сега може да бъде взета под внимание масата на ЛА, а тя беше разгледана за два случая $m_1 = 1000 \text{ kg}$ и $m_2 = 2000 \text{ kg}$, от който ще бъде разгледан този с по-малката маса и умножавайки по ускорението на свободно падане за разглежданите височини, което е $g_{Jup} = 23 \frac{m}{s^2}$ може да бъде получена подезната сила - L . Вземайки предвид условието за стабилен полет подезната сила трябва да се равнява на силата на гравитационното привличане на ЛА към центъра на Юпитер по големина - $|F| = L$. За височина $h = 60\,000 \text{ m}$, скорост Mach 3, ректор с мощност $P = 50 \text{ MW}$ и температура в топлинната камера $T = 600 \text{ K}$ за площта на крилото - S ще се получи:

$$S = 2 \frac{L}{\rho \cdot v^2 \cdot c_L} = 3,8 \text{ m}^2 \quad (22)$$

Тази стойност за площта на крилото съвпада и със значението получено при провеждането на предварителните CFD анализи и е важна отправна точка за проектирането му.

За достигане на практическия таван на ЛА изчислен в предните глави - височина $h = 82\,000 \text{ m}$ скорост Mach 3, ректор с мощност $P = 75 \text{ MW}$ и температура в топлинната камера $T = 1500 \text{ K}$ за площта на крилото - S ще се получи:

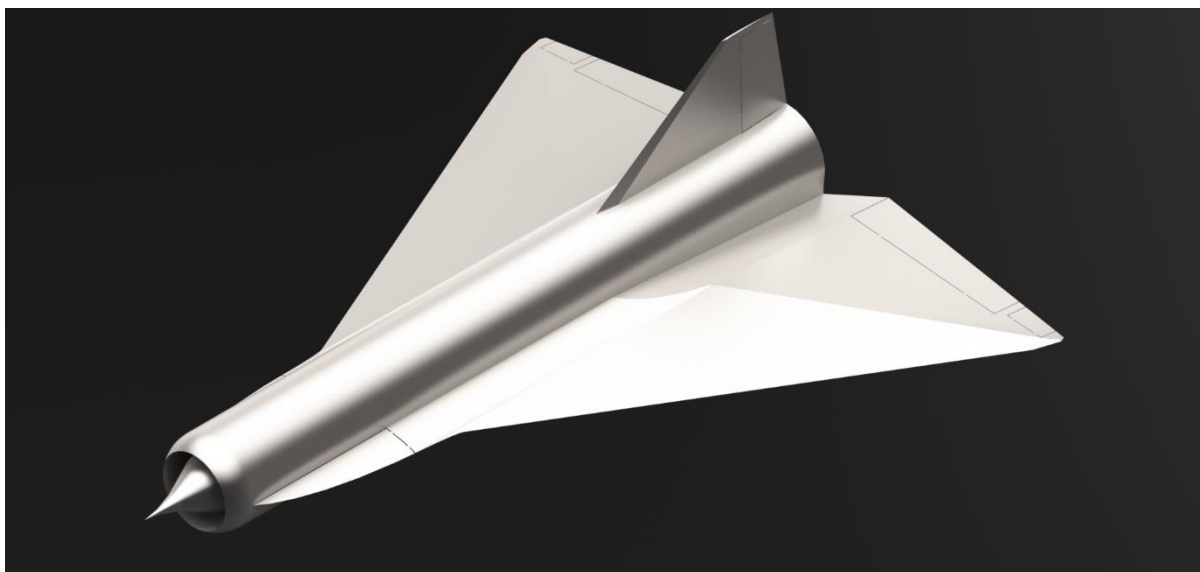
$$S = 2 \frac{L}{\rho \cdot v^2 \cdot c_L} = 11,4 \text{ m}^2 \quad (23)$$

Разбира се с всички тези характеристики могат да се направят огромен брой комбинации, но Острието на Окам съветва да не се умножават същностите. Разбира се, че най-изгоден за начало би бил най-компактният варнат, който все пак да позволи достигането на практическия таван на полета. Именно то е взето при по-нататъчната работа за създаването на проект на ЛА.

4.5 Външен вид на ЛА

Събирайки цялата информация получена до тук има възможност да бъде изграден авант-проект за външния вид на ЛА, който след това да премине през серия от CFD анализи и доработки, а може би един ден и през тестове във флуидо-динамична тръба.

Както вече беше споменато флуидо-динамичната схема е избрана да бъде „Безопасна“ с дву-секционно трапецовидно крило в план. Трапецовидното крило активно се използва при свръхзвуковите самолети на Земята, като показва отлични характеристики при тези скорости (за справка – The Aérospatiale/BAC Concorde, Ту-144, Lockheed D-21). В дадената дисертационна работа стреловидността на крилото не е оптимизирана, а частично е взаимствана от характеристиките на близкия земен аналог на ЛА - Lockheed D-21 и съставлява 65° на предния ръб (21), (22) и 5° на задния (който при D-21 е 10° . Разликата е продиктувана от различното разположение на крилото при двата ЛА относително соплото на двигателя и вертикалния стабилизатор).



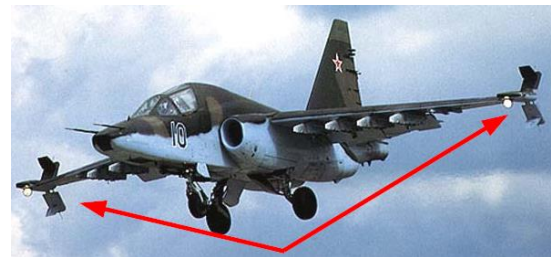
Фиг. 28 Външен вид на ЛА ЮРА 5.0

Вътрешната секция е проектирана с излизаща напред отклоняема козирка, започваща от обтекателя на ПГП, която изпълнява две функции – увлича граничния поток от фюзелажа към крилото, с което намалява интерференчното съпротивление между крилото и фюзелажа. Втората функция е валидна в случай на отказ на елевоните, козирката може да бъде използвана за управление по каналите „тангаж“ и „крен“. И освен това козирката може да допринесе отлично за устойчивостта и управляемостта на ЛА. Подобна идея е реализирана при руския многоцелеви изстребител Су-57 [Фиг. 29]. Освен това в механизацията на крилото в двата му края са предвидени две въздушни спирачки тип „крокодил“ както това е реализирано в руския щурмовик Су-25 [Фиг. 30]. Двете въздушни спирачки освен основната си роля мога да изпълняват ролята на дублиращи органи на управление в канал „направление“ в случай на отказ на вертикалното кормило. За още по-голяма сигурност звената на „крокодила“ могат да се разстварят независимо под и над крилото и от двете страни на фюзелажа, което би дало още една възможност за управление на самолета по канали „тангаж“ и „крен“, което по същество е трети запасен канал на управление.



Фиг. 29 Отклоняема козирка при Су-57

Крилото при фюзелажния напречник е предвидено да бъде установено с ъгъл спрямо хоризонталната миделова равнина на ЛА от 2° . При скорост от Mach 3 и с ромбоидално крило този ъгъл е достатъчен. По този начин ЛА може да изпълнява стабилен полет с фюзелаж имащ 0° ъгъл на атака спрямо набягващия поток. Това автоматично води до минимум на челното съпротивление създавано от фюзелажа, тъй като само площта на миделовата секция ще създава такова. При D-21 целият ЛА лети с ъгъл на атака спрямо набягващия поток, като за прием на въздушния поток в тракта на двигателя ПГП е отклонен с 3° надолу. В края на крилото ъгълът на атака за сега е приет за 0° за да може да се осигури равномерно разпределение на потока по дължината на цялото крило компенсирайки усукването на крилото от усукващия момент.

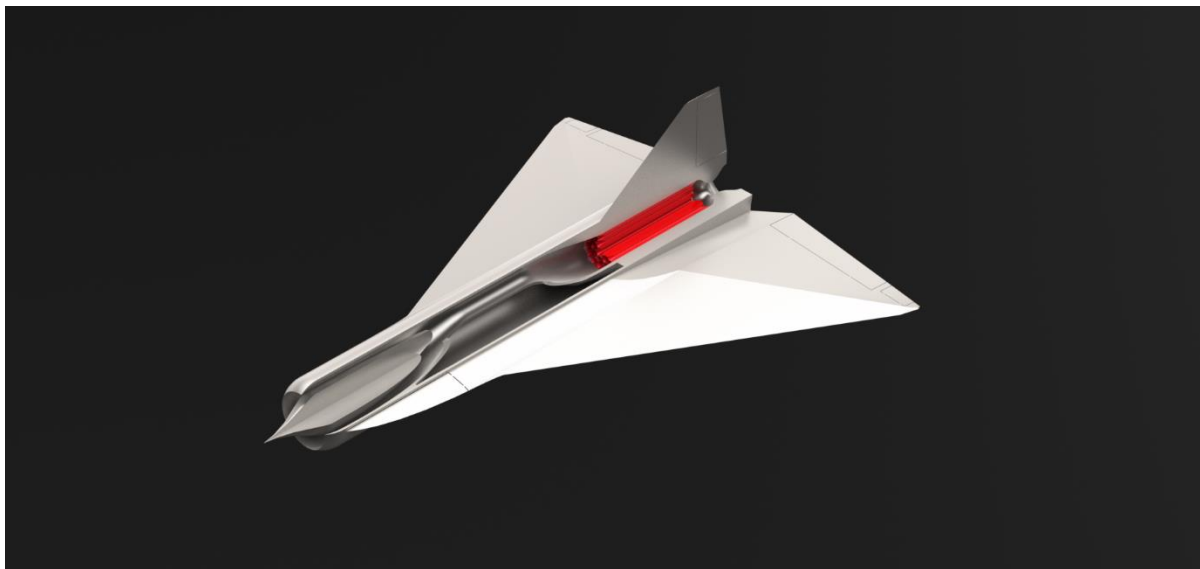


Фиг. 30 Въздушни спирачки тип "Крокодил" при Су-25

Освен това като и при гореспоменатите самолети е прието полу-крилата да бъдат установени с ъгъл на напречно V от -9° . Това също е стандартно решение за повечето свръхзвукови самолети – този ъгъл допринася за надлъжната устойчивост на ЛА и компенсира донякъде огъването на крилото в следствие на действието на подемната сила.

Летателният апарат на този етап е с обща дължина 7,1 м, а размахът на крилата е 5,5 м. При близкия му земен аналог Lockheed D-21 тези стойности са съответно 13,1 м и 5,8 м.

Подробна компоновъчна схема на ЛА не може да бъде направена на дадения етап без да са задълбочено изяснени множество въпроси, касаещи флуидо-динамиката, конструкционните материали, ядрената топлинна камера, полезният товар, динамиката на полета му, доставката до целевата атмосфера и много други важни и неизяснени въпроси. Но поне първоначална идея е представена във Фиг. 31.



Фиг. 31 Опростена компоновъчна схема на ЛА ЮРА 5.0

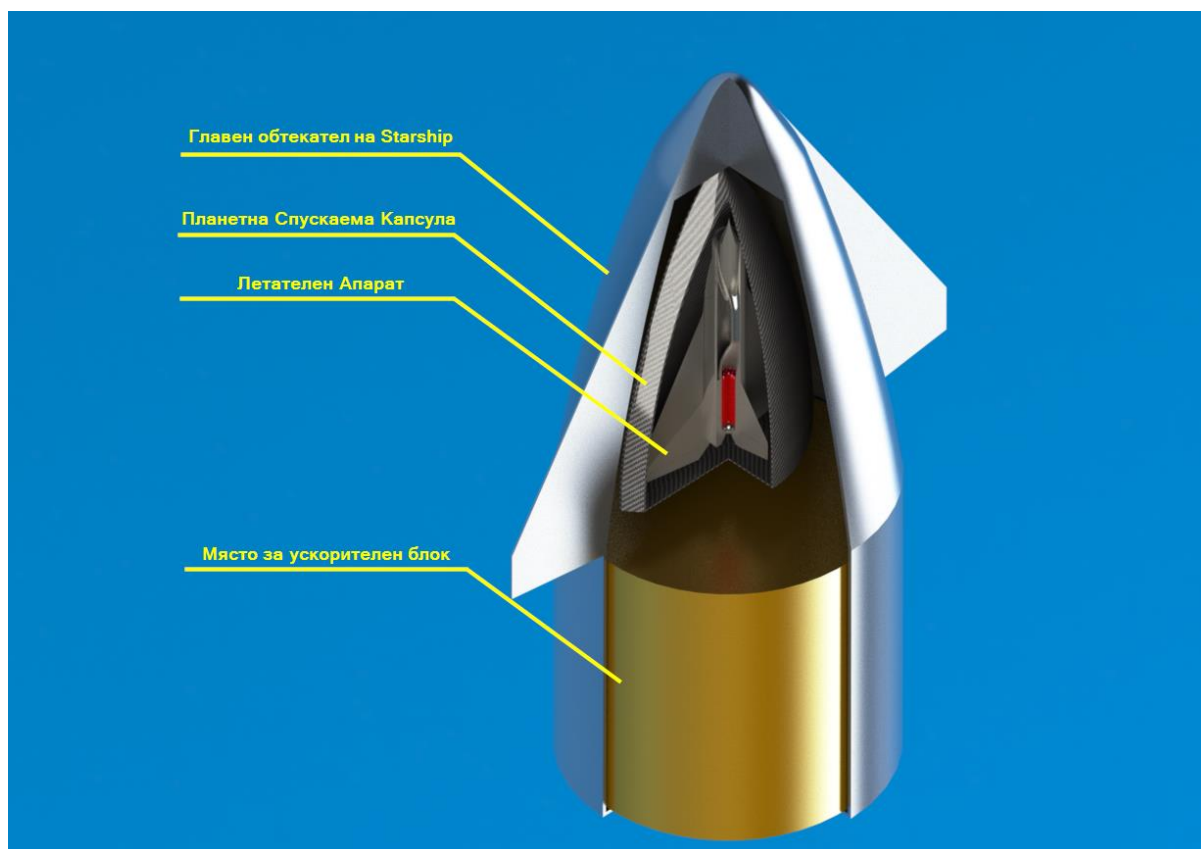
4.6 План на мисията

Планът на мисия за изпълнение на полет на ЛА в атмосферата на планета от Слънчевата система може да бъде разделен най-общо на три главни етапа:

- 1) Доставка на ЛА, ПСК и ускорителен блок до ниска земна орбита или орбитална станция.

Тук е редно да се отбележи, че техническите възможности на човечеството позволяват изпращането на достатъчно масивни товари до което и да е било небесно тяло в Слънчевата система. Както беше споменато по-рано в тази работа спътникът и спускаемият апарат Галилео са имали маса от малко над три тона. Проблемът по-скоро е в цената на всеки килограм изпратен там. Както беше отбелязано по-рано тя е около \$500 000/kg. Появата на нови ракето-носители такива като SpaceX Starship, обаче, значително снижава тази цена. Което значи че себестойността на такива мисии за в бъдеще ще пада и те ще стават все по-възможни.

На Фиг. 32 е показан модел на ЛА, ПСК и оставащото място за ускорителен блок и околопланетен спътник намиращи се под главния обтекател на PH SpaceX Starship. CAD моделът е създаден според размерите указани в Starship User Guide (23).



Фиг. 32 Главния обтекател на PH SpaceX Starship и намиращите се в него ЛА, ПСК и оставащото място за ускорителен блок и околопланетен спътник. 1/4 разрез

2) Междупланетен космически полет между Земята и целевото небесно тяло (в частния случай – планетата Юпитер)

Може да се каже, че това е стандартна задача, в която човечеството вече има опит и обсъждането и излиза извън рамките на дадената работа и остава за специалистите. Още повече, че за решаването и трябва съвсем конкретни характеристики на изделието, което все още е достатъчно далечна перспектива.

Тук, обаче, е редно да се спомене, че ЛА и ПСК трябва да са пригодени за тази част от полета, което означава, че всичките им агрегати трябва да са проектирани и консервирани по такъв начин, че да издържат на междупланетния полет без да навредят на конструкцията и да могат да бъдат активирани при спуска в атмосферата. Това условие може да наложи достатъчно силни ограничения особено що се касае използването на всякакъв вид течности в конструкцията, които биха замръзнали при междупланетния полет. Това от своя страна означава най-малкото проблематична работа на хидравлика, съчмени лагери и всякакви агрегати за работата, на които е нужна

смазка. Всякакъв вид улътнения също биха пострадали силно от дългия си престой в условия на температура близка до абсолютната нула и силната слънчева радиация.

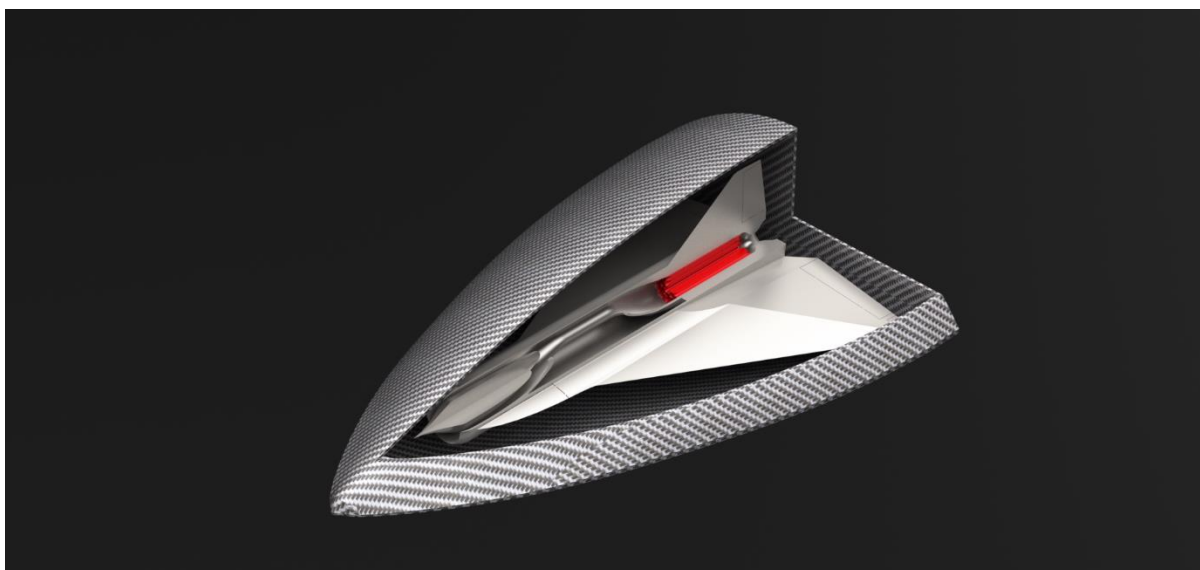
3) Вход в целевата атмосфера – Планетна Спускаема Капсула (ПСК) и ЛА

Входът в целевата атмосфера би могъл да се осъществи в три етапа:

1) Етап на скоростен спуск през горните слоеве на атмосферата в целевото небесно тяло

В зависимост от решаемите задачи входът на ПСК в атмосферата на дадено небесно тяло може да бъде изпълнен по много различни начини. Тъй като ЛА е може да се каже „крехко“ изделие едно от главните условия в дадения етап е спуск в атмосферата с минимални претоварвания. Чудесен анализ на проблемите и подходите при вход в различни атмосфери е направен от Иванов и Мартинов (24). В книгата се решават множество оптимизационни задачи, включително за траектории на навлизане в атмосферите и оптималните характеристики на ЛА за спиране в тях. Именно от тази книга е взимана първоначалната представа за ПСК със смесено термично защитно покритие – аблационно и керамично-сегментно. Самата ПСК прилича на самолет – тип „безопаска“ [Фиг. 33] и е избрана така от условието за осигуряване на минимално претоварване, като траекторията на спускане в атмосферата на целевото небесно тяло ще се осъществява подобно на американската совалка Spase Shuttle по S-образни криви.

Входът в целевата атмосфера е и удобна възможност да бъде подгрят ЛА и възловите му агрегати. Намирайки се години в междупланетното пространство при температури близки до абсолютната нула ЛА трябва да бъде най-общо казано размразен. Това може да се осъществи, чрез коднукция, ако вътрешността на ПСК е изпълнена с топлопроводящ газ. Външни топлопроводящи елементи могат да предават топлината във вътрешността на капсулата и подобно на радиатори да нагреят върешния газ, който от своя страна да нагрее ЛА до температура нужна за започване на работата на неговите агрегати. Част от процесите включващи се в този етап започват с проверка и привеждане в действие на част от основните му системи и съединения – ситема за управление и кормила за управление, хидравлична система, анти-обледелителна и вътрешна топлинна системи, както привеждането в режим на работа на всички лагерни, уплътнителни, изолиращи и подвижни съединения.

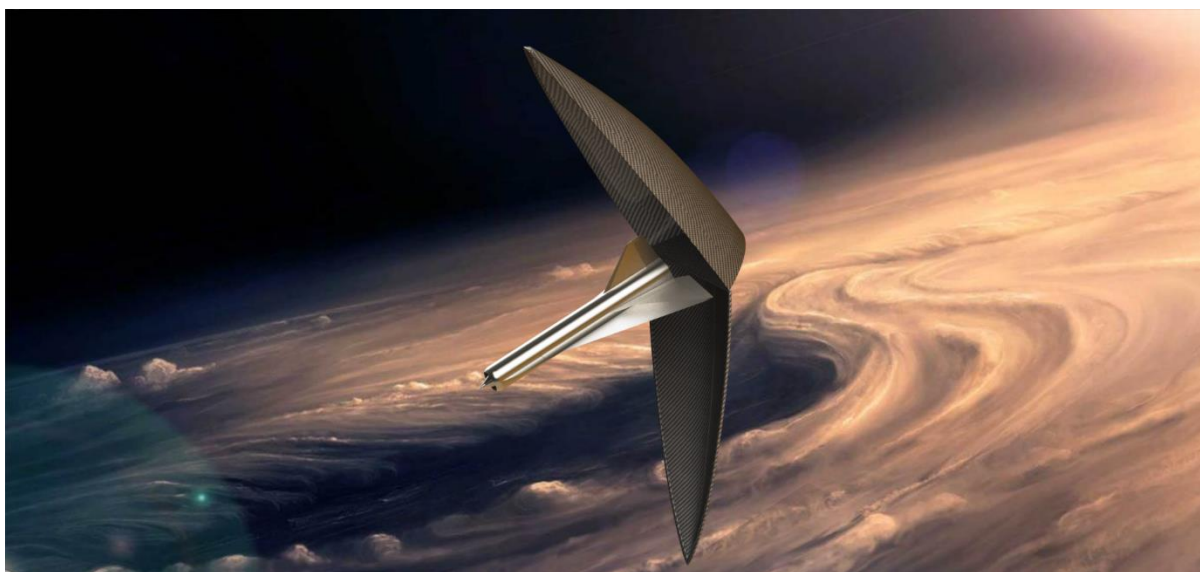


Фиг. 33 1/4 разрез на ПСК и ЛА намиращ се в нея

2) Момент на отделяне на ПСК от ЛА

Моментът на отделяне на ПСК от ЛА трябва да бъде избран много внимателно като се вземе пред вид фактът, че правоточният му двигател няма да може да работи при ниски скорости, а ТК би прегоряла при такива. В същото време обаче излагането на конструкцията на прекалено високи скорости също биха изложили апарата и неговите агрегати на разрушително силни въздействия. Следователно „излюпването“ на ЛА от ПСК трябва да се осъществи в разчетен диапазон от скорости – разчетен скоростен режим, който може да бъде предсказан от кривите на Жуковски изчислени по-рано в тази работа – от Mach 2,5 до около Mach 4 и на определени височини също предсказани от тях – около 80 км над МРЮ.

Особено внимание трябва да бъде обърнато на процеса на „излюпване“ [Фиг. 34]. Появата на силни удари вълни и турбуленции при отделянето на ПСК при такива скорости може да нанесе пагубни щети на ЛА. Добрата новина в случая е че плътността на околната среда в стратосферата, на което и да е било небесно тяло е пределно малка, но въпреки всичко е задължително да се направят CFD анализи на процеса, а по възможност и тестове в флуидо-динамичен тунел. Трябва напълно да се изключи и възможността за удар от страна на отварящите се елементи на ПСК по ЛА. Моментът ще се счита за успешно приключил в случай че ПСК се е отделила от ЛА без да му нанесе някакви повреди.



Фиг. 34 "Излюпване" на ЛА от ПСК подобно на отварянето на мида

3) Етап на стартиране на силовата установка и системите на ЛА

Това е етапът, който протича между отделянето на ЛА от ПСК и извеждането му на крайцерски режим на полета или може да се каже „пробуждането“ на ЛА. Повечето системи на ЛА трябва да са преминали проверка и да са приведени в работно състояние още в първия етап на спуска. ЛА апарат трябва да е вече предварително погответен. След отделянето на ПСК в тракта на двигателя ще започне да постъпва работния флуид от атмосферата. В този момент ТК е готова да започне работа и да бъде охлаждана от него. За привеждането и в действие трябва да бъдат отделени от вътрешността на ТК задържащите ядрената реакция елементи с последващо нагряване на ТК до работен режим. След стартиране на реакцията ЛА трябва да бъде приведен в автономен режим основаващ се на работа на всички системи от енергията произвеждана в ТК.

Последната задача на ЛА в дадения етап е извеждането му на оптимална височина за провеждане на полета и включване на всички системи от датчици и прибори. Това е и моментът, когато трябва да заработи пълноценно бордовата комуникационна система и да се осъществи канал на връзка със Земята.

5. Комуникация с ЛА

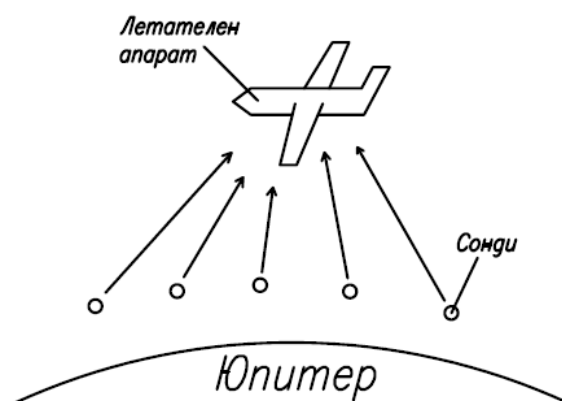
5.1 Общи съображения

Въпросът за комуникацията между ЛА и станция на Земята или космически апарат е от основно значение при изпълняването на подобни мисии. Все пак главната цел на ЛА е изпращането на данни натрупани от бордовото измервателно оборудване работещо в условията на атмосферата на целевата планета и получаване на данни за управлението му и поставени пред него задачи. При това ЛА биха могли да имат възможността за събирането на много повече данни, отколкото спътник или КК, намиращ се на хиляди километри над атмосферата на дадена планета. Това може да стане освен чрез използването на бордовата му измервателна апаратура, но и чрез пускането на сонди, които да изпращат събраната информация обратно до ЛА, а от там и до Земята или до КК. Следователно трябва да бъде предвиден начинът на комуникация между сондите, ЛА, КК и Земята. Тя може да се осъществи чрез няколко радиолинии, които да свързват различните компоненти на канала.

Следва да се извърши пресмятането на главните характеристики на радиолиния между сондите, ЛА, КК и станция на Земята, чрез която да се предават събраните от сондите и ЛА данни. За целта трябва да се подберат необходимите приемно-предавателни устройства, антени и работните им параметри, както и да се изчислят загубите в атмосферните условия на планетата. Също трябва да се определят височината и скоростта на движение на спътник, както и прозорците на пряка видимост между него и Земята.

За пример за провеждането на подобно пресмятане пак ще бъде взета планетата Юпитер, поради няколко причини някои, от които бяха отбелязани по-рано в текста:

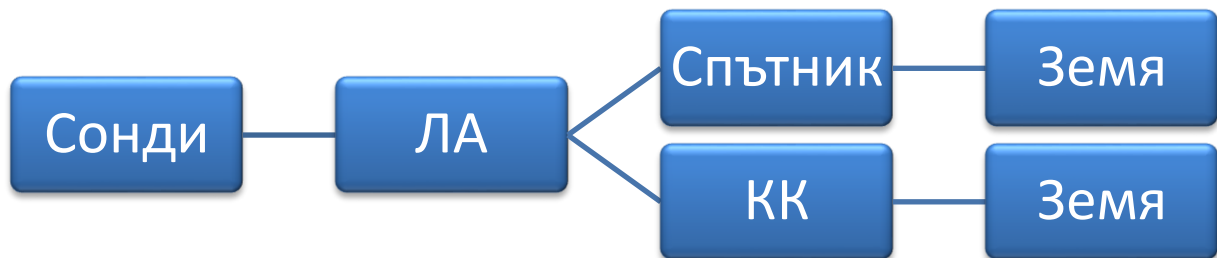
- Атмосферата му е по-добре изучена в сравнение с останалите газови и ледени гиганти благодарение на спускаемия апарат Галилео, който е изпратил изчерпателна информация за основните му физически характеристики.
- Макар и в първо приближение е изучена възможността за провеждането на полет в атмосферата му. (25)
- В близките десет години има поне пет планирани мисии до Юпитер, които могат да взаимодействат с апарата и спътника.



Фиг. 35 Схематично изображение на радиолиния сонди - летателен апарат

- Липсва твърда повърхност, което предпазва планетата от радиоактивния отпадък, който би попаднал на нея от ядрената силова установка на ЛА в края на срока му на експлоатация.
- Смата планета излъчва високо-енергитични лъчения благодарение на процесите протичащи в нейното ядро.

Комуникационният канал може да бъде разделен на три основни радиолинии – 1) Сонди – ЛА; 2) ЛА – Спътник (или КК); 3) Спътник (или КК) – Земя.



Фиг. 36 Схема на комуникационния канал Сонди – Земя

Методологията за определянето на основните характеристики на радиолинията Сонди-ЛА-Спътник-Земя са показани в дисертационния труд, а тук са изведени в табличен вид само резултатите:

Табл. 7 Основни характеристики на радиолиния Сонди-ЛА-Спътник-Земя

Участък на радиолинията	Дължина на вълната	Усилване на антените на предавателя	Еквивалентно изтропно излъчена мощност от антените на предавателя	Усилване на приемната антена	Отношение на усилването към шумовата температура на приемната антена
Обозначение	λ	G	EIRP	G	G/T
Мерна единица	m	dB	dBW	dB	dB/K
Сонди/ ЛА	0,21	17,3	20,3	7,3	-6,68
ЛА/Спътник	0,125	7,3	17,3	24,99	11,01
Спътник/Земя	3,57	24,99	34,99	72,78	58,8

Участък на радиолинията	Разстояние между премника и предавателя	Загуби от разстоянието между приемника и предавателя	Отношение сигнал/шум	Праг на сработване на модема в спътниковия приемник	Скорост на символния поток	Скорост на предаване на данните
Обозначение	D	Lr	C/N	E/N	Rs	R
Мерна единица	km	dB	dB/Hz	dB/Hz	Kb/s	Kb/s
Сонди/ ЛА	250	143,24	58,98	-4,7	2330	582,5
ЛА/Спътник	70 526	197,01	39,9	-4,7	28,84	7,21
Спътник/Земя	588 000 000	286,32	31,74	-4,7	4,41	1,1
	968 000 000	290,65				

5.2 Орбита с обектно-синхронизирани ългови скорости – AVOSO

Съществуват множество фактори, от които зависи безпроблемната работа на ЛА – изправната работа на двигателя и бордовата апаратура, метеорологичните условия, устойчивостта на конструкцията и др. Тези фактори крият риск от неочаквани проблеми, което от своя страна води до завишени изисквания към надеждността на връзката със Земята и най-вече към необходимостта тя да е постоянна. Непостоянната връзка би довела до риск от загуба на данни в случай на авария на ЛА, а освен това характерът на аварията би останал неизяснен. Поради тази причина е необходимо спътникът да се намира в стационарна орбита спрямо ЛА, като ъгловата скорост на двата апарата трябва да е равна в идеалния случай (Angular Velocity Object-Synchronous Orbit - AVOSO).

При изпълнението на реален полет ще се налагат корекции в движението и на двата апарата. Множество фактори влияят и на изкуствения спътник-ретранслатор и на ЛА – влиянието от гравитацията от естествените спътници, слънчев вятър и т.н. Дълговременното въздействие на макар и малки сили може да доведе до натрупването на съществени отклонения, което ще наложи корекции в параметрите на полета им. Те могат да бъдат изпълнявани както от ЛА, така и от спътника. Съблюдавайки правилното взаимно местоположение и характеристики на движението ЛА ще може да изпраща данни до спътника във всеки един момент, а също така няма да се изисква насочване на антените, което би довело до рискове и ненужни усложнения.

Интересно е да се отбележи, че синхронните екватораилни орбити като GSO се явяват частен случай на AVOSO при еднаква ъглова скорост с неподвижна точка на повърхността на дадено небесно тяло. В случай, че точката започне да се движи по посока на въртене на планетата, тогава спътникът трябва да намали радиуса на орбитата си за да започне по-бързо въртене около нея с цел да остане над подвижната точка. В случай, че точката започне движение в обратна посока на въртенето на планетата, тогава респективно спътникът трябва да увеличи радиусът на орбитата си и да намали скоростта си. Този сценарий е интересен с това, че ако точката започне да се движи със скорост равна въртенето на небесното тяло, на което се намира спътникът над него ще трябва буквално да зависне в точка образуваща права линия с центъра на планетата и ЛА. За да се зависне спътника в тази точка тя трябва да се намира извън гравитационното поле на планетата и нейните спътници, което в случая с планета като Юпитер ще е на огромно разстояние от него. Ползването на точките на Лагранж не е приемлив вариант, защото тогава ще се наруши AVOSO и ще има моменти на загуба на контакт с ЛА (26).

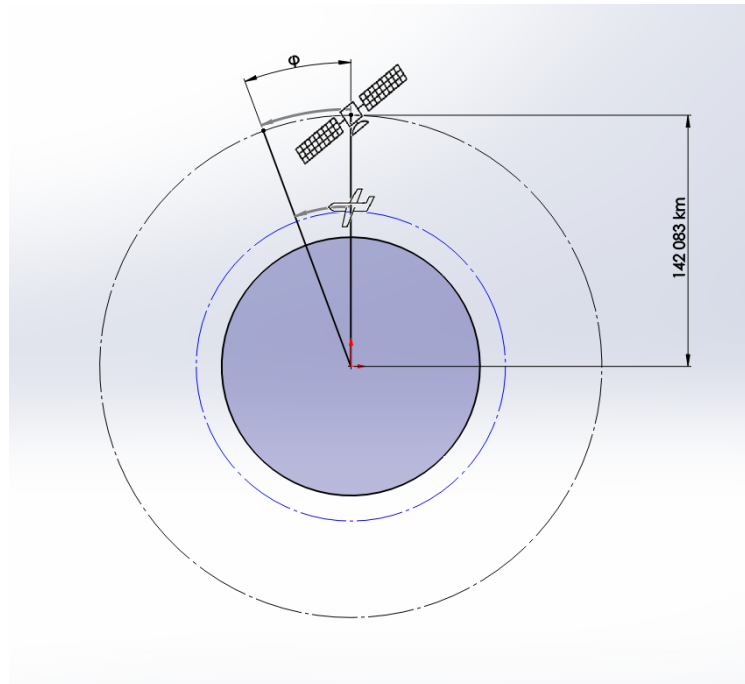
Следващите уравнения представят орбиталните параметри на спътника по AVOSO и са изведени от условието за равеност на гравитационната и центробежната сили.

Радиус на AVOSO орбитата на спътника може да бъде описан с уравнението:

$$R = \sqrt[3]{GM \frac{r^2}{v^2}} = 142\,083 \text{ km} \quad (24)$$

където G е $6,67 \cdot 10^{-11} \frac{N \cdot m^2}{kg^2}$ и е универсалната гравитационна константа, M е $1,9 \cdot 10^{27} kg$ и е масата на Юпитер, r е $71\,552 \text{ km}$ и е радиуса на полета на летателния апарат спрямо центъра на планетата при височина от 60 km , а v е $1\,504,08 \text{ km/s}$ и е скоростта на апарата плюс скоростта на въртене на Юпитер.

Скорост на движение на спъника на AVOSO орбита е:



Фиг. 37 AVOSO орбита между спътник и ЛА летящ със скорост Mach 3 по посока на въртене на планетата и на височина 60 км

$$v = \sqrt{\frac{GM}{R}} = 29,87 \text{ km/s} \quad (25)$$

5.3 Някои основни изводи за създаването на комуникационен канал

В дисертацията са изведени всички основни характеристики на комуникационния канал.

Въз основа на получените резултати могат да се направят следните изводи:

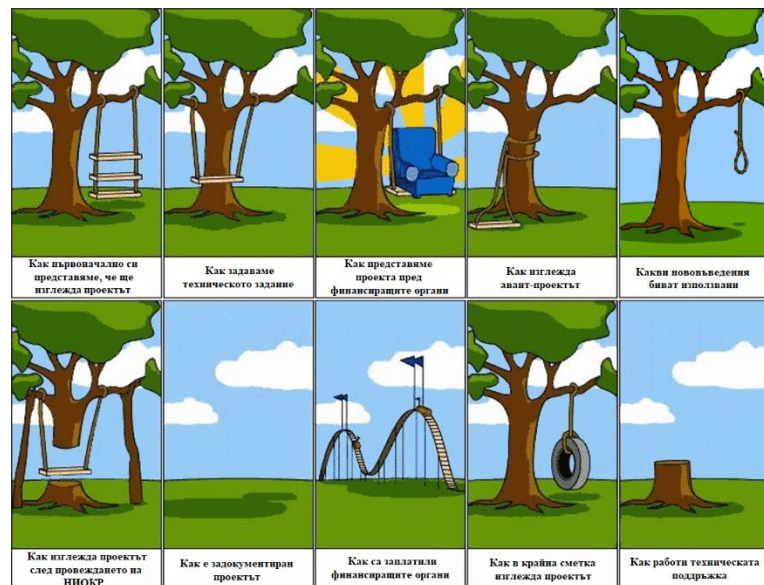
- Въведена е нов тип орбита - Angular Velocity Synchronous Orbit - AVOSO, при която въртенето на спъника и ЛА около Юпитер е синхронизирано и е с приблизително еднаква ъглова скорост. Това се прави за да може да се осигури постоянна радиолиния между двата апарата. Радиусът на орбитата на спътника трябва да е $142\,083 \text{ km}$, а скоростта му $29,87 \text{ km/s}$. Величината на дадените орбитални параметри се дължи на голямата ъглова скорост на въртене на Юпитер.
- Облачните слоеве в атмосферата на Юпитер са често непредвидими и могат да повлияят негативно на комуникацията между сондите и ЛА.
- Параметрите на антените и приемопредавателните устройства трябва да бъдат съобразени с целите за отношение сигнал/шум и скорост. Данните са дадени в предхождащите текстове.

- Разликата от 380 000 000 km в разстоянието от най-близката до най-далечната точка между Юпитер и Земята, променя затихването само с 4 dB, което е сравнително малко.

6. Заключение

Както беше споменато по-рано в текста създаването на ЛА е итеративен процес, който преминава през много етапи и среща множество задачи и проблеми за решаване. Най-общо казано реализацията на подобен проект дори и в развитите страни е шеговито обяснен визуално чрез разпространения в интернет т.нар. Проект „Люлка“ [Фиг. 38].

Проектът за създаване на ЛА способен да изпълни полет в атмосферата на различно от Земята небесно тяло от Слънчевата система трябва да започне практически от нулата. До съвсем скоро време човечеството дори не е разполагало с достатъчно количество информация за характеристиките на атмосферите им, а от там и за условията на полета в тях, а за някои от тях дори и в момента няма достатъчно информация.



Фиг. 38 Шеговито представяне на развитието на проект - т.нар. Проект "Люлка"

Това не пречи обаче да бъде създадена идеализирана теоретична основа и да започнат да се създават методологии за по-нататъчното изследване на въпроса, да се конкретизират основните принципи и физически характеристики, да се създадат първоначални идейни проекти, които по-късно да бъдат подложени на нужните CFD и експериментални анализи.

Представеният за защита дисертационен труд е опит това да бъде направено. Работата изяснява въпросите за възможността и условията за провеждане на полет на ЛА в дадените небесни тела, изясняване на основни характеристики на атмосферите им, възможни зони за полет по скорост и височина – т.нар. криви на Жуковски и намирането на оптималните височини и скорости за провеждането му. Избрана е най-подходящата флуидо-динамична схема – „безопасна“, избран е типът и създаден е теоретичен модел на идеализирана силова установка, детайлно е изследван ПГП, избран е подходящ профил на крилото, развит е много важния въпрос за балансираността, устойчивостта и управляемостта на ЛА, предложен е конкретен външен вид на ЛА и план за провеждането на подобна мисия и освен това е представено изследване на методите за комуникация със Земята и е изчислен примерен комуникационен канал.

Като цяло дисертационният труд е представил решение на поставените цели и задачи, въпреки, че проблематиката е много по-обемна и той може да бъде многократно разширен и задълбочен, което обаче излиза извън рамките на подобен труд и незасегнатите тук въпроси са обект на бъдеща работа.

7. Бъдеща работа

Огромна кръг от въпроси следва да бъде решен за да може подобен полет да бъде осъществен. Започването на процеса на проектиране на ЛА не може да бъде започнат без да бъдат решени следните общо дефинирани въпроси:

- Да бъдат допълнително измерени или косвено получени, чрез експерименти и тестове в флуидо-динамични тръби или други експериментални установки множество физически характеристики на атмосферите – флуидо-динамични коефициенти, числа на Рейнолдс, визкозитет на различни височини, точни коефициенти на топлинния капацитет и множество други. Могат да бъдат създадени специални херметично затворени камери, в които да се имитират условията в атмосферата на Юпитер (по температура, налягане, химически състав и т.н.) и където могат да бъдат провеждани измервания на физическите величини, които е затруднително да се намерят в съществуващата научна литература.
- В създадените камери може да се направят експерименти със ЛА по-леки от околния флуид – флуидостати тип „Монголфие“.
- Трябва да се проведе изчерпателно изследване на въпросите свързани със създаването на ядрена топлинна камера и да се предложи конкретна нейна конструкция.
- Трябва да се проведат CFD анализи на всички агрегати на двигателя и да бъде предложена конкретна негова конструкция и да се определи неговата тяга при въздействието на различни външни фактори в експериментални условия, за което той трябва да бъде поместен в специализирана свръхзвукова флуидо-динамична тръба имитираща условията на целевите небесни тела.
- Трябва да се проведат CFD анализи на всички агрегати на ЛА и да бъдат предложени конкретни негови конструкции. Катко беше написано по-рано този процес ще е итеративен и ще трябва да се повтори до достигането на оптимални характеристики. При зададените тягови и скоростни характеристики и при въздействието на различни външни фактори в експериментални условия трябва да се проведат тестове, за което той трябва да бъде поместен в специализирана свръхзвукова флуидо-динамична тръба имитираща условията на целевите небесни тела.
- Трябва да се проведат CFD анализи в режимите „вход и спуск в атмосферите“ и „излюпване и отделяне“ на ПСК и да бъде предложена конкретна нейна конструкция. Трябва да се направят тестове във флуидо-динамична тръба

имитираща условията на целевите небесни тела за потвърждаване или ревизия на получените от CFD анализите резултати.

- Трябва да се конкретизира полезният товар – цяла гама от измервателна и комуникационна апаратура. ЛА могат да измерват физико-химическите характеристики на околната среда, но и да проведат наблюдения върху климатологията, динамиката и наличието на полезни ресурси в атмосферите на небесните тела, както и геоложки изследвания при телата с твърда повърхност.
- На базата на проведените изследвания повторно трябва да бъде разгледан въпросът за зоните на възможните полети и кривите на Жуковски, както и на оптималните височини за провеждането на полети.
- На базата на проведените изследвания повторно трябва да бъде разгледан въпросът за планирането на мисията с конкретизация на точните моменти на протичане на отделните събития.
- Трябва да бъдат уточнени всички въпроси засягащи методите на доставка на ЛА до атмосферите на целевите небесни тела.
- Трябва да бъдат внимателно подбрани конструкционните материали по такъв начин, че да издържат всички етапи на провеждане на мисията.
- Трябва да бъде избрана многоканална и многократно дублираща се система за управление на ЛА, както и да бъде разработен софтуер за управлението му способен да действа автономно и вземайки под внимание времето, за което сигнал с указания достига от Земята до целевото небесно тяло.
- Трябва да бъдат изработени карти с точки и области представляващи интерес за всяко небесно тяло, които в последствие да бъдат изследвани от ЛА.

Смятам, че научно-техническият потенциал на България позволява решаването на повечето от поставените въпроси и развитието на тази перспективна и многообещаваща тематика. България може да се превърне в научен център за развитието и. Финансиране може да бъде намерено. Нашата страна отдавна се бори да стане пълноправен член на ЕКА и полагането на усилия в даденото направление биха спомогнали този процес.

Апробация на резултатите, списък с публикациите

Публикувани статии в реферирани и рецензирани научни списания:

1. *Flight in the Jovian Stratosphere: Engine Concept and Flight Altitude Determination*, Veselinov N. S.*, Karanikolov M.N., Shishkin V.V., Mladenov D.M., **Journal of Spacecraft and Rockets**, 2021, Vol. 58:4, pp. 1232-1237. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.A34965>. Квартил: Q1 в Aerospace Engineering (според: <https://www.scimagojr.com/journalsearch.php?q=29589&tip=sid&clean=0>)
2. *Radioline Between Aircraft in the Atmosphere of Jupiter and Station on Earth*, Gelov H., Veselinov N. S.*, Mladenov D.M., Dankov P., Gachev M., **Comptes rendus de l'Académie bulgare des Sciences**, 2022, Vol. 75:1. DOI:10.7546/CRABS.2022.01.11
Квартил: Q2 в Multidisciplinary (според: <https://www.scimagojr.com/journalsearch.php?q=31728&tip=sid&clean=0>)

Статии приети от редактора и в етап на рецензиране в реферирани и рецензирани научни списания (да се смята, че темата не засяга този дисертационен труд):

8. *Supersonic Ramjet Engine Inlet for Jovian Flight*, Karanikolov M.N.*, Veselinov, N. S., Mladenov D.M., **Journal of Spacecraft and Rockets**; Manuscript ID: 2022-01-A35371
Квартил: Q1 в Aerospace Engineering (според: <https://www.scimagojr.com/journalsearch.php?q=29589&tip=sid&clean=0>)
Връзка към чернова на статията в arxiv.org: <https://arxiv.org/abs/2103.11718>
Статията е приета от редактора и се намира на етап рецензиране.

Публикувани статии в рецензирани, но нереферирани научни списания:

1. *Jovian Flyer Engine Concept in First Approximation*, Veselinov, N. S.*, Shishkin V.V., Karanikolov M.N., Mladenov D.M., **Journal of Physics and Technologies**, 2019, Vol. 3:2 pp.26-30; ISSN 2535-0536
2. *Hypersonic Inlet for Ramjet Engine for the Jovian Stratosphere Analytical Model and CFD Simulations*, Karanikolov M.N., Veselinov, N. S.*, Shishkin V.V., Dankov P. I., Mladenov D.M., **Годишник на Софийския университет**, Vol.112, 2020

Участия в конференции:

- **The 11th International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering (ICMAE 2020)** (Организирана от IEEE). Участие с доклад „*Performing a Flight in the Jovian Stratosphere – Engine Concept*“ с ID:N1022 в Сесия №3 „Power Machinery and Engineering“, 16.07.2020, дистанционно заради локдаун.
- **VIII Национална студентска научна конференция по физика и инженерни технологии с международно участие** (Организирана от Пловдивски университет)

„Паисий Хиляндарски“). Участие с доклад „*Jovian Flyer Engine Concept in First Approximation*“, 01.11.2019. Присъдена награда: „Най-добра научна разработка за 2019 година“

Цитиране на статии от международни научно-популярни списания:

- **Popular Mechanics**, “*The Nuclear-Powered Aircraft That We'll Use to Explore Jupiter*”, Caroline Delbert, 08.01.2021; Hearst Communications Inc. (<https://www.popularmechanics.com/space/deep-space/a35133014/jupiter-nuclear-plane/>). Превод на статията беше публикуван от множество централни български медии и беше качена като новина в сайта на Софийски университет.

- **Interesting Engineering**, “*The Nuclear-Powered Aircraft Planned to Explore Jupiter*”, Fabienne Lang, 11.01.2021; (<https://interestingengineering.com/nuclear-powered-aircraft-planned-to-explore-jupiter>)

References

1. *Planetary flight*. **Miller, Kent L.** 5, pp. 1063-1073, Journal of Propulsion and Power, 1995 r., Issue 11. <https://doi.org/10.2514/3.23936>.
2. **Maise, George.** *Phase II - Final Report - Exploration of Jovian Atmosphere Using Nuclear Ramjet Flyer*. New York : PLUS ULTRA TECHNOLOGIES, INC., 2003.
3. **Циолковский, К.** *Вне земли*. Калуга : 4-я советская типография, 1920.
4. *Перелёты на другие планеты*. **Цандер, Ф.** Техника и жизнь, 1924 г., Том 13; pp. 15-16.
5. **Oberth, H.** *Die Rakete zu den Planetenräumen.*, UNI-VERLAG Feucht (1984), 1923. ISBN-13: 978-3895397004.
6. **Taylor, Fredric, et.al.** The Composition of the Atmosphere of Jupiter, Fran Bagenal, Timothy E. Dowling и William B. McKinnon. *Jupiter. The Planet, Satellites and Magnetosphere*. Cambridge, UK : Cambridge University Press; ISBN 0-521-81808-7; p. 59 - 78, 2004.
7. *A comparison of the interiors of Jupiter and Saturn*. **Guillot, Tristan.** 10-11, Planetary and Space Science, 1999 r., Том 47. DOI:10.1016/S0032-0633(99)00043-4.
8. *How Well Do We Understand the Belt/Zone Circulation of Giant Planet Atmospheres?* **Fletcher, Leigh N., и др.**, Space Sci Rev, 2020 r., I216 (30). DOI: 10.1007/s11214-019-0631-9.
9. *Preliminary Sizing of Hypersonic Airbreathing Airliner*. **Antonella Ingenito, Stefano Gulli, Claudio Bruno.**, Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan, 2010 r., I8. DOI: 10.2322/tastj.8.Pa_19.
10. *Hypersonic Boost-Glide*. **Acton, James M.**, Science & Global Security, pp. 191–219, 2015 r., I23:3. DOI: 10.1080/08929882.2015.1087242.
11. **Марковский Виктор, Приходченко Игорь.** *Истребитель МиГ-23. На защите неба Родины.*, Litres, 2017. ISBN: 504087023X, 9785040870233.
12. *The Galileo Probe Atmosphere Structure instrument*. **Seiff, A., Knight, T.C.D.**, Space Science Review, pp. 203–232, 1992 r., I60. DOI: <https://doi.org/10.1007/BF00216855>.
13. *Space Science Reviews volume on Galileo Mission overview*. **Johnson, T. V., Yeates, C. M. и Young, R.**, Space Science Reviews, 1992 r., I60, no. 1-4, pp 3-21. DOI: 10.1007/BF00216848.
14. *NASA hypersonic flight demonstrators—overview, status, and future plans*. **Paul L. Moses, Vincent L. Rausch, Luat T. Nguyen, Jeryl R. Hill.**, Acta Astronautica, 2004 r., I55, Issues 3-9, pp. 619-630. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2004.05.045>.
15. **Loh, W.H.T.** *Jet, Rocket, Nuclear, Ion and Electric Propulsion: Theory and Design*. New York: Springer - Verlag New York Inc., 1967. DOI: 10.1007/978-3-642-46109-5.
16. *Behavior of High Strength Structural Steel at Elevated Temperatures*. **Chen, J.J., Young, B., & Uy, B.**, Journal of Structural Engineering - ASCE Library, 2006 r., I132, pp 1948-1954. DOI:10.1061/(ASCE)0733-9445(2006)132:12(1948).

17. **Sutton, G. P. и Biblarz, O.** *Rocket propulsion elements, 9th Edition.* New Jersey : John Wiley & Sons Inc., 2017. ISBN: 9781118753651.

18. **Ереп, С. М., Матвеев, А. М. и Шаталов, И. А.** *Основы авиационной техники.* Москва (Московский Авиационный Институт) : Машиностроение, 2003. ISBN: 5-217-03142-5.

19. **Anderson, John D.** *Fundamentals of Aerodynamics.,* McGraw-Hill, 2001. ISBN: 0072373350.

20. *Investigating the Design Parameters of a Diamond-Shaped.* **El-Gohary, M.H.F. и Ahmed, M.Y.M.** Cairo, Egypt : 15th International Conference on AEROSPACE SCIENCES & AVIATION TECHNOLOGY ASAT - 15, Military Technical College, Kobry Elkobbah, 2013. DOI:10.21608/ASAT.2013.22106.

21. **Miller, Jay.** *Lockheed SR-71 (A-12/YF-12/D-21) - Aerofax Minigraph 1.,* Aerofax, 1985. ISBN: 0942548256.

22. **Graham, Richard H.** *The Complete Book of the SR-71 Blackbird: The Illustrated Profile of Every Aircraft, Crew, and Breakthrough of the World's Fastest Stealth Jet.,* Zenith Press, 2015. ISBN: 0760348499.

23. Starship Users Guide. *SpaceX Web site.* [Online] Space Exploration Technologies Corp., March 2020 r. [Cited: 01 02 2022 r.] https://www.spacex.com/media/starship_users_guide_v1.pdf.

24. **Иванов, Н. М. и Мартынов, А. И.** *Движение космических летательных аппаратов в атмосферах планет.,* Наука, 1985.

25. *Flight in the Jovian Stratosphere: Engine Concept and Flight Altitude Determination.* **Veselinov, Nedislav Svetoslavov et.al:** Journal of Spacecraft and Rockets , 2021 r., 158:4, pp. 1232-1237. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.A34965>.

