

Хиперзвуково входно устройство за реактивен двигател за стратосферата на планетата Юпитер – аналитичен модел и CFD симулации/ Hypersonic Ramjet Engine Inlet for the Jovian Stratosphere - Analytical Model and CFD Simulations

Мартин КАРАНИКОЛОВ², Недислав ВЕСЕЛИНОВ¹, Владислав ШИШКИН², Пламен ДАНКОВ¹, Димитър МЛАДЕНОВ³

Martin KARANIKOLOV, Nedislav VESELINOV, Vladislav SHISHKIN, Plamen DANKOV, Dimitar MLADENOV

¹ *Department of Radiophysics and Electronics,*

² *University Center for Space Research and Technologies,*

³ *Department of Theoretical Physics,*

Faculty of Physics, Sofia University "St. Kliment Ohridski",

5 James Bouchier Blvd., 1164 Sofia, Bulgaria

Абстракт на български.

В тази статия е представена работата, извършена по изчислението и конструирането на входно устройство за двигател на летателен апарат за полет в атмосферата на Юпитер. Тъй като в атмосферата на Юпитер липсва кислород, летателният апарат ще бъде задвижван от правопоточен ядрен двигател. Първата задача при проектирането на двигателя е да се изчисли и конструира свръхзвуковото входно устройство. Извършени са аналитични изчисления, както и CFD симулации за определяне на оптималната геометрия. Дискутирани са резултатите от CFD анализа, като газодинамичните характеристики са сравнени с параметрите от аналитичния газодинамичен модел. От определените газодинамични загуби и масов поток пряко зависят редица важни параметри необходими за проектирането на летателния апарат, като потребна мощност на реактора, тяга, максимална маса и приблизителни външни размери.

Abstract in English

This work discusses the analysis performed on a supersonic ramjet engine inlet for flight in the atmosphere of Jupiter. Since the Jovian atmosphere lacks oxygen, the thrust will be generated by radioactive heat generated in the nuclear heat chamber. The first task to solve in the design of such engine is to design the supersonic inlet. This work offers insight into the design methodology and the analytical model used to calculate the gas parameters in front of the heat chamber, as well as into the CFD analysis, used to optimize and define the inlet geometry. The results from the analytical model and CFD are compared and used for validation of the design approach. The gas-dynamic losses and the mass flow determine several important parameters necessary for the design of the aircraft, such as the required reactor power, the thrust, the maximum mass, and the approximate external dimensions.

Keywords: *Flyer, Nuclear Ramjet engine, Gas dynamics, CFD simulations, Extraterrestrial aviation*

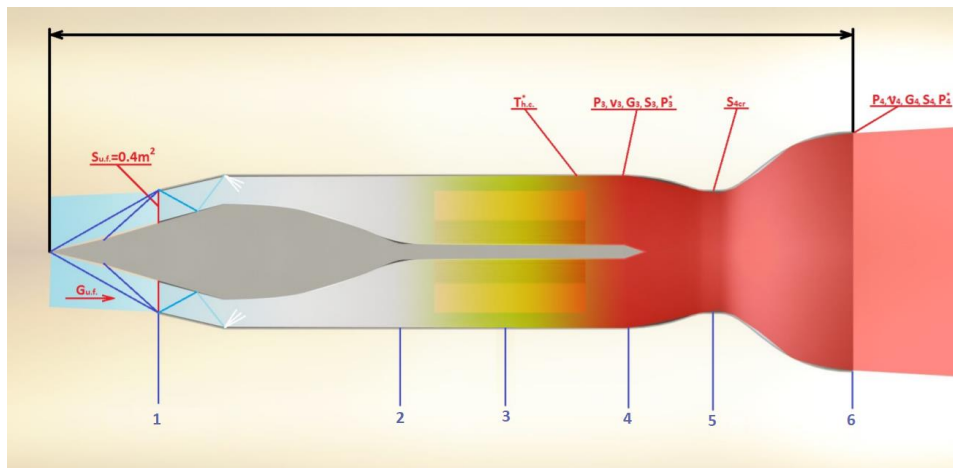
PACS numbers: 02.70.-c, 47.11.-j

За контакт: Недислав Веселинов, България, София 1164, бул. "Джеймс Баучер" №5
+359 (894) 466-918, nveselinov@phys.uni-sofia.bg

1. ВЪВЕДЕНИЕ

В работата в процес на публикуване “Performing a Flight in the Jovian Stratosphere – Engine Concept” е направен разчет на потребната тяга на летателен апарат (ЛА) за полет в атмосферата на Юпитер на различни височини. Според анализа, направен на базата на данни от сондата на ЕКА „Galileo“, идеализиран ядрен двигател (ЯРД) с температура в топлинната камера от 600 K може да осигури достатъчно тяга за ЛА с маса $m_{Flyer} = 1000\text{ kg}$ и газодинамично качество $k = 5$ за провеждането на стабилен изследователски полет в стратосферата на Юпитер. При тези условия, полет със скорост трикратно превишаваща местната скорост на звука $M_{u.f.} = 3$ е възможен на 60 км височина над „Морското“ Равнище на Юпитер (МРЮ – условно ниво в атмосферата на планетата с налягане равно на земното на морското равнище – $P_{E.atm} = 101.325\text{ Pa}$).

Сравнено с традиционни ракетни и турбореактивни двигатели, ЯРД е конструктивно много прост (фиг. 1). Външният газ постъпва в двигателя през свръхзвуковото входно устройство (ВУ) (1), където чрез система от скокове на уплътнение бива забавен до дозвукова скорост. При този процес, налягането, температурата и плътността растат. Дифузията продължава в дифузора (2), след което газът навлиза в топлинната камера (3), където е нагрят при процеса на ядрено деление до разчетната температура (4). Горещият, високосвит газ, преминавайки през критичното сечение (5) и ракетното сопло (6), бива ускорен до висока свръхзвукова скорост, създавайки тяга.



Фиг 1 Принцилна схема на ЯРД

За определяне на тягата и потребната топлинна мощност на реактора, е необходимо да се познават газодинамичните параметри (налягане, плътност, температура и число на Мах) на входа на топлинната камера. Тези параметри са изчислени чрез аналитичния модел, който помага да се определят сечението и приблизителната геометрия на ВУ.

Аналитичните изчисления за базирани на идеализиран едномерен модел, който не отчита ефекти като многомерни флуидно-динамични структури, завихряния и турбулентни процеси. За оценяването на тези ефекти, ако експериментални изследвания (в аеродинамичен тунел) не са възможни, е необходимо да се използва компютърна симулация или Computational Fluid Dynamics (CFD) анализ.

За извършването на пълен триизмерен CFD анализ се изискват съществени компютърни ресурси. Ефективен начин да се извършват CFD симулации с по-малко ресурси са двумерните модели. Тъй като избраното ВУ е осесиметрично, 2D-симулацията позволява моделирането на възникващите структури в потока с висока точност.

В рамките на работата по ВУ са извършени редица симулации. Финалната геометрия предлага ефективно свиване и висок масов поток. Конструктивно, оптимизираното ВУ позволява висока тяга при минимално собствено тегло и размери.

Газодинамичните параметри и тяга са сравнени и валидирани с изчислените параметри от аналитичния модел. Резултатите служат като входни данни за проектирането на останалите възли, като топлинна камера / реактор, реактивно сопло, както и външната конфигурация на ЛА.

Цялостното проектиране на ЛА е итеративен процес, зависещ от желаните параметри на полета. Необходимо е итеративно да се дефинират отделните компоненти и цялостната геометрия, както и потребната топлинна мощност на топлинната камера, докато се намери баланс между техните характеристики. Целта на тази статия е да се представи изчислителната методология и да се покажат резултатите от проведените изчисления и CFD анализи на входното устройство на двигателя, както и да се покаже намерената оптимална геометрия.

2. АНАЛИТИЧЕН МОДЕЛ

Тягата на правопоточните двигатели силно зависи от направлението на разпространение на ударните вълни (скокове на уплътнение), образувани от „иглата“ на осесиметричното (фиг. 2, вляво) или рампата на плоското (фиг. 2, вдясно) входно устройство. Ако при проектирането направлението им бъде избрано по такъв начин, че те да се съсредоточават в точката на предния сечаш ръб на корпуса на двигателя, възникващото допълнително съпротивление ще бъде минимално или в идеалния случай – нулево [1]. Освен това, с цел намаляване на загубите на налягане, типичните входни устройства за полети на високи свръхзвукови скорости, се конструират под формата на рампи (при плоски устройства) или конуси (при осесиметрични ВУ) с постоянно увеличаващ се ъгъл (фиг. 4). Това позволява възникването на система от коси („слаби“) скокове на уплътнение, което позволява постепенна дифузия на потока [2,3,4]. Системи от по няколко скока водят до по-ниски газодинамични загуби от дифузия, сравнено със забавяне през един прав скок (фиг. 5). В настоящия анализ се разглежда осесиметрично входно устройство със система от три коси скока, последвани от прав скок и дозвуков дифузорен канал.



Фиг 2 Входните устройства на МиГ-21 (вляво) и на Concorde (вдясно)

2.1. СРЕДА ЗА ИЗПЪЛНЕНИЕ НА ПОЛЕТА

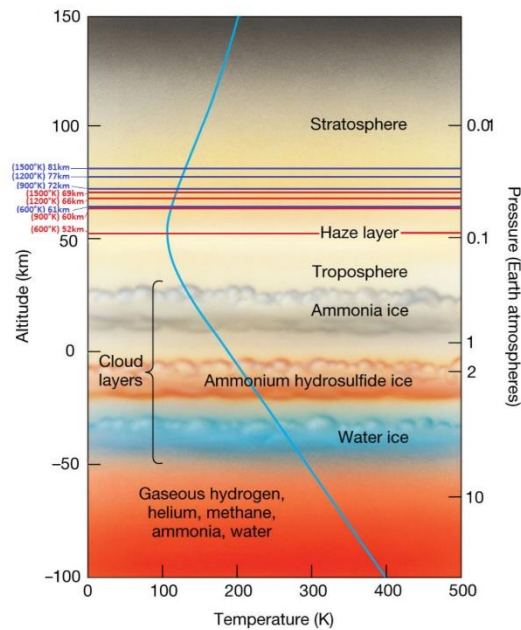
За височина на провеждането на полета е избрана височина $h_{Steady\ Flight} = 60\ km$ над МРЮ. Физическите характеристики на несмутения поток за тази височина, получени от сондата “Galileo” [8] са следните:

$$p_{u.f.} = 4374\ Pa; \quad \rho_{u.f.} = 0,00991\ kg/m^3; \quad T_{u.f.} = 122,6^{\circ}K; \quad \gamma = 1,534$$

$$M_J = 2,309 \cdot 10^{-3}\ kg/mol; \quad R_J = 3600,8 \frac{J}{kg \cdot K}$$

Където $\gamma = 1,534$ е коефициентът на адиабатата, а $M_J = 2,309 \cdot 10^{-3} \text{ kg/mol}$ и $R_J = 3600,8 \frac{\text{J}}{\text{kg}\cdot\text{K}}$ са съответно моларната маса и специфичната газова константа на газа.

Избраната височина се намира в стратосферния слой на атмосферата, където няма силни пертурбации, което е нужно условие за провеждането на стабилен полет. Освен това, тази височина е на 30 км над амониевия облачен слой, което би дало широк обзор на бордовата апаратура за наблюдение и изследвания (фиг. 3).



Фиг 3 Състав на атмосферата на Юпитер, от статията в процес на публикация "Performing a Flight in The Jovian Stratosphere – Engine Concept"

2.2. ИЗЧИСЛЕНИЯ

Уравнението, което свързва скоростта на потока преди ударната вълна в Мах – M_i , ъгъла на завъртане на потока – ω_i , и полуъглите на конусите на разпространение на ударните вълни – β_i за различните сечения и коефициента на адиабатата на газовата среда – γ е [2]:

$$\frac{1}{M_i^2} = \sin^2 \beta_i - \frac{\gamma + 1}{2} \cdot \frac{\sin \beta_i \cdot \sin \omega_i}{\cos(\beta_i - \omega_i)}$$

Използвайки горното уравнение, могат да бъдат намерени стойностите на ъглите β_i при зададени ω_i и известните M_i и γ . Очевидно, ъглите на завъртане на потока ще са равни на конструктивните ъгли на корпуса на ВУ.

Физическите характеристики p_{i+1} , ρ_{i+1} , T_{i+1} , M_{i+1} на потока след преминаването му през косия скок и коефициентите на възстановяване на налягането – σ_i се намират от уравненията [5]:

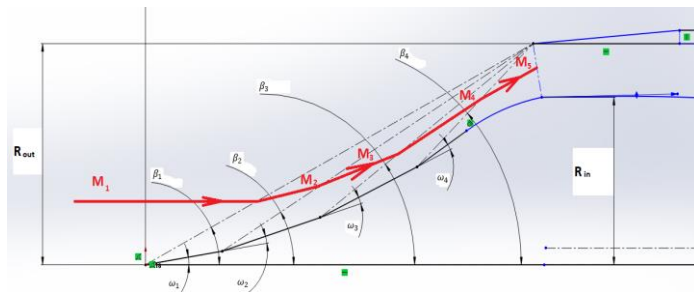
$$p_{i+1} = p_i \cdot \left(\frac{2 \cdot \gamma}{\gamma + 1} \cdot M_i^2 \cdot \sin^2 \beta_i - \frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} \right)$$

$$\rho_{i+1} = \rho_i \cdot \left[\left(\frac{2}{\gamma + 1} \cdot \frac{1}{M_i^2 \cdot \sin^2 \beta_i} - \frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} \right)^{-1} \right]$$

$$T_{i+1} = T_i \cdot \frac{p_{i+1}}{p_i} \cdot \frac{\rho_i}{\rho_{i+1}}$$

$$M_{i+1} = \frac{1}{\sin(\beta_i - \omega_i)} \cdot \sqrt{\frac{1 + \frac{\gamma - 1}{2} \cdot M_i^2 \cdot \sin^2 \beta_i}{\gamma \cdot M_i^2 \cdot \sin^2 \beta_i - \frac{\gamma - 1}{2}}}$$

$$\sigma_i = \frac{1}{\left(\frac{p_{i+1}}{p_i} \right)^{\frac{1}{\gamma - 1}} \cdot \left(\frac{\rho_i}{\rho_{i+1}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}}$$



Фиг 4 Схема на полуъглите на корпуса на ВУ и полуъглите на конусите на ударните вълни

Коефициентът на възстановяване на налягането през кос скок е винаги по-малък от единица и представлява числена характеристика за загубите през скока.

Оптималните характеристики за входното устройство са намерени при следните ъгли на иглата ω_i :

ω_i	β_i	$p_{i+1}; \rho_{i+1}; T_{i+1}; M_{i+1}$	σ_i
$\omega_1 = 9^\circ$	$\beta_1 = 27^\circ$	$p_2 = 10230\text{Pa}; \rho_2 = 0,017\text{ kg/m}^3;$ $T_2 = 168\text{ K}; M_2 = 2,36$	$\sigma_1 = 0,969$
$\omega_2 = 8^\circ$	$\beta_2 = 31^\circ$	$p_3 = 17310\text{Pa}; \rho_3 = 0,024\text{ kg/m}^3;$ $T_3 = 203\text{ K}; M_3 = 1,99$	$\sigma_2 = 0,986$
$\omega_3 = 8^\circ$	$\beta_3 = 36^\circ$	$p_4 = 24710\text{Pa}; \rho_4 = 0,03\text{ kg/m}^3;$ $T_4 = 230\text{ K}; M_4 = 1,75$	$\sigma_3 = 0,99$
$\omega_4 = 0^\circ$	$\beta_4 = -$	$p_5 = 26160\text{Pa}; \rho_5 = 0,031\text{ kg/m}^3;$ $T_5 = 234\text{ K}; M_5 = 1,71$	$\sigma_4 = 1$
<i>Параметри след сечението на плоския скок:</i>			
		$p_6 = 87190\text{Pa}; \rho_6 = 0,065\text{ kg/m}^3;$ $T_6 = 375\text{ K}; M_6 = 0,64$	$\sigma_5 = 0,844$

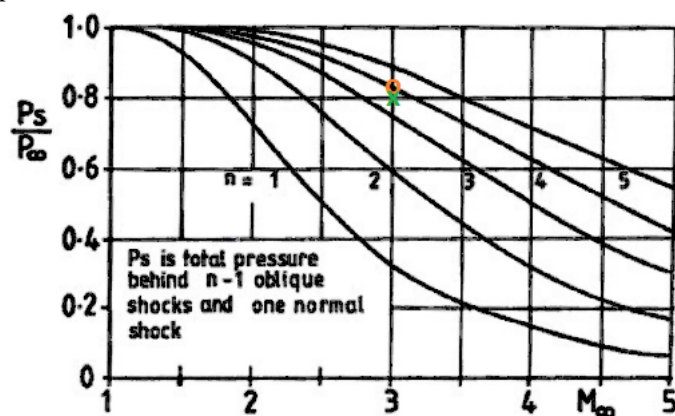
Табл. 1 Аналитично изчислени газодинамични характеристики на ВУ

От таблицата се вижда, че са включени четири коси скока. В процеса на CFD оптимизацията беше установено, че ВУ с три скока може да бъде реализирано конструктивно по-просто без съществено подобрене на газодинамичните характеристики от наличието на четвърти. Премахването на четвъртия скок беше необходимо, за да се поддържат външните размери в допустимите граници, които са съобразени с възможностите на съществуващите ракети-носители.

От отделните коефициенти на възстановяване на налягането можем да намерим общия коефициент, който е:

$$\sigma_\Sigma = \sigma_1 \cdot \sigma_2 \cdot \sigma_3 \cdot \sigma_4 \cdot \sigma_5 = 0,80$$

От тук следва, че загубата на пълно налягане във входното устройство на двигателя е 20%. Този резултат е съизмерим със загубите, достигнати при реални свръх- и хиперзвукови ЛА, летящи в земната атмосфера. На фиг. 5 с „х“ и „о“ са означени съответно загубите във ВУ от тази работа и типичните загуби на съществуващи ВУ. Този резултат от анализа на геометрията на входното устройство показва, че изчислителната методология предвижда загуби на пълно налягане, сравними с посочените в специализираната литература [3].



Фиг 5 Зависимост на загубите на налягане в зависимост от скоростта на несмутения поток в M и броя на ударните вълни в свръхзвуково ВУ [3]

Интерес предизвикват и характеристиките на газа, попадащ след плоската ударна вълна в сечение №6 – входа в дифузора. Налягането е нараснало двадесет пъти, плътността над шест пъти, а температурата над три пъти. Газът е достигнал скорост под скоростта на звука, което премахва риска от образуване на ударни вълни в топлинната ядрена камера, които биха оказали неблагоприятен ефект върху якостта на конструкцията и стабилността на полета. Потокът е допълнително забавен в дифузора, като създадените условия са благоприятни за отвеждането на газа в топлинната камера, където е допълнително нагрят до 600°K , преди да бъде изведен през соплото, създавайки тяга.

Според направените изчисления, характеристиките на газовия поток след компресирането му във входното устройство (в сечение №6) са:

$$p_6 = 87190 \text{ Pa}; \quad \rho_6 = 0,065 \text{ kg/m}^3; \quad T_6 = 375 \text{ K}; \quad M_6 = 0,639$$

При избран външен радиус на корпуса на двигателя $R_{out} = 740 \text{ mm}$ и вътрешен радиус на централното тяло в най-тесната част на тракта – $R_{in} = 480 \text{ mm}$, който в дифузора постепенно намалява до $R_{in} = 25 \text{ mm}$, и отчитайки частичното заприщване на потока от топлинната камера, характеристиките на потока в сечение №7 (непосредствено преди топлинната камера) са:

$$p_7 = 113\,000 \text{ Pa}; \quad \rho_7 = 0,076 \text{ kg/m}^3; \quad T_7 = 410 \text{ K}; \quad M_7 = 0,248$$

А изчисленият газов масов поток е:

$$\dot{m} = 14,82 \text{ kg/s}$$

Според анализа, за нагряването на поток с тези параметри до 600 K ще са необходими около 38 MW топлинна мощност, което е важен извод за проектирането на реактора и топлинната камера. На базата на тези параметри и с отчитане на 20% топлинни и други загуби, предварителните разчети предвиждат, че двигателят ще развива тяга от около 14 kN, която е достатъчна за задвижването на ЛА с маса до 1500 kg на разчетната височина и скорост с известен резерв, тъй като потребната тяга за изпълнение на стабилен полет е от порядъка на 11 kN.

3. CFD СИМУЛАЦИЯ

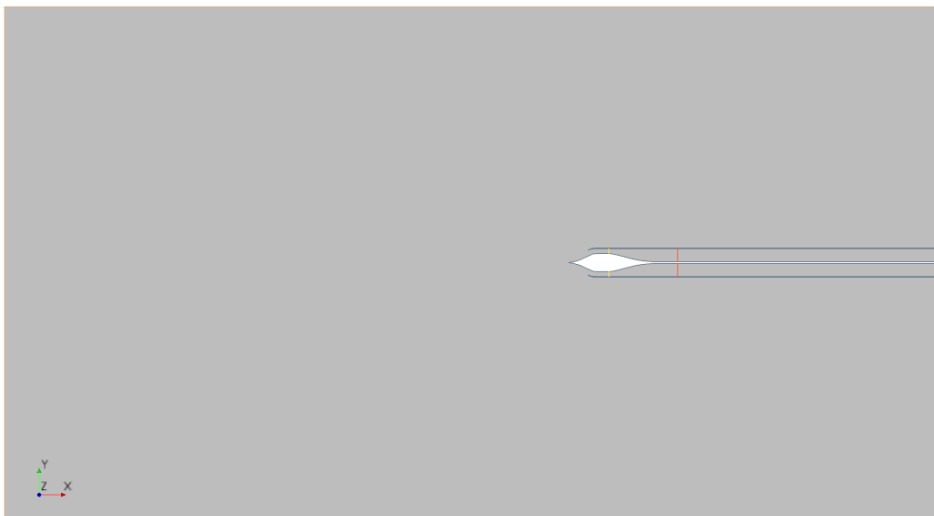
Целта на CFD симулациите е да се конструира ВУ с оптимална форма и минимално съпротивление, както и да се определи и сравни масовия поток с теоретичните изчисления.

В рамките на CFD анализите са изследвани общо седем различни ВУ, докато бъде намерена оптималната форма, при която двигателят работи на разчетен режим на зададената височина. При различните симулации, геометрията на централното тяло както и диаметрите на централното тяло и корпуса са променяни до постигане на желания масов поток.

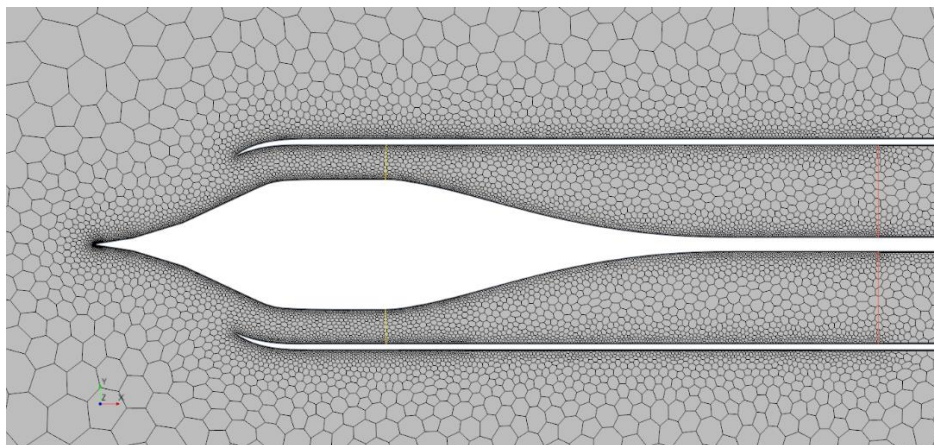
3.1. ИЗЧИСЛЕНИТЕЛЕН ОБЕМ И МРЕЖА

Изчислителният обем е показан на фиг. 6. Изследваното тяло е поставено в достатъчно голям обем, като зад ВУ е моделиран дълъг празен канал, за да се сведе до минимум влиянието на границите на обема върху обтичането на тялото. Зад ВУ е моделирана мембрана (означена с оранжева линия), на която е присвоено хидравлично съпротивление, което цели да имитира влиянието на топлинната камера.

Много от срещаните в специализираната литература симулации моделират единствено вътрешното течение във ВУ [3]. Симулацията в тази работа има преимущество да моделира ВУ с вътрешно и външно обтичане. Това води до по-точно моделиране на поведението на течението като такова, каквото се очаква да бъде в аеродинамичен тунел или реален полет. Освен това, смущенията във външното обтичане влияят върху загубите на налягане и пълното съпротивление на ЛА, поради което този тип симулация се очаква да даде по-точна оценка на тези характеристики.



Фиг 6 Изчислителен обем за CFD симулациите на ВУ



Фиг 7 Многостенна изчислителна мрежа

Двуизмерната изчислителната мрежа е многостенна и се състои от около 36000 елемента (фиг. 7). Тя включва три призматични слоя по повърхността на тялото, както и по-фини елементи в предната част за по-точно пресъздаване на геометрията. Фините елементи покриват зоните на

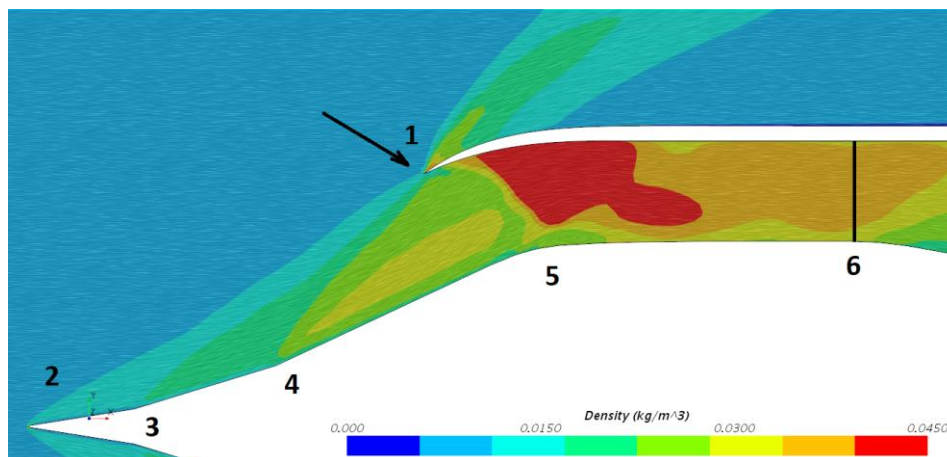
възникване на скокове на уплътнение, на най-тесното сечение на двигателя (жълта линия), и всички повърхности.

3.2. ФИЗИКО-МАТЕМАТИЧНИ МОДЕЛИ И ГРАНИЧНИ УСЛОВИЯ

Симулацията използва типични физико-математични модели, намиращи широко приложение в свръхзвукови CFD симулации и при подобни анализи: Coupled solver, в който осреднените Навие-Стокс (RANS) уравнения се решават паралелно (в система) с уравненията на енергията и непрекъснатостта; както и $k-\omega$ (SST) турбулентен модел. Атмосферата на Юпитер и моделирана като механична смес с 87% масово съдържание Водород и 13% Хелий.

Граничните условия са идентични с използваните в аналитичния модел и отговарят на данните от “Galileo” за 60 km височина: статично налягане 4374 Pa и 122,6 K температура по външните граници на обема, с двукомпонентен флуид, обтичащ тялото симетрично със скорост $M = 3$ и с коефициент на адиабатата $\gamma = 1,534$, моларна маса $M_J = 2,309 \cdot 10^{-3} \text{ kg/mol}$ и специфична газова константа $R_J = 3600,8 \frac{\text{J}}{\text{kg.K}}$. През мембраната в канала се симулира коефициент на загуба на налягане 2, а газът напуска работния обем идеално разширен.

3.3. РЕЗУЛТАТИТЕ



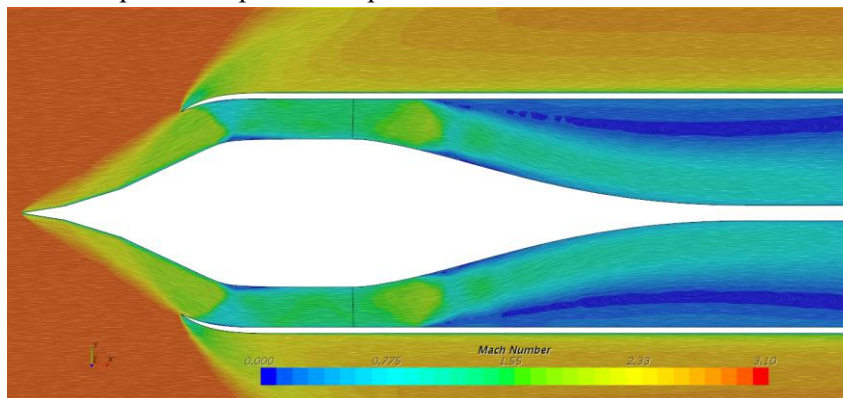
Фиг 8 Разпределението на плътността на потока ясно показва скоковете на уплътнение

Симулацията показва, че при разчетен режим, скоковете на уплътнение сочат към външния атакуващ ръб на ВУ. Фиг. 8. илюстрира разпределението на плътността във ВУ. Видно е (позиция 1), че косите скокове свързват външния атакуващ ръб и точките на завъртане на потока, където възникват

трите коси скока (2, 3, 4). Такъв тип картина се очаква при работа на разчетен режим, където се създава минимално челно съпротивление [1].

Очевидно е, че след всеки скок, потокът дифузира и плътността му расте. Геометрията на закривения преден ръб и контурът на вътрешното тяло са подбрани внимателно и предизвикват силен прав скок на позиция 5. След това, газовете навлизат в най-тясното сечение на двигателя (6), преди да постъпят в дозвуковия дифузор.

Фиг. 9 показва разпределението на числото на Мах по оста на ВУ. Числото на Мах пада от 3 до около 0,85 непосредствено след правия скок, след което ускорява до 1,4. При свръхзвуков поток на входа, дозвуковият дифузор е неефективен, като се наблюдава само слабо дифузираща струя по дължина на централното тяло с нискоскоростни региони по външния цилиндър. Това е така, защото ВУ е моделирано без топлинна камера; мембраната не може да замести присъствието на топлинна камера със сложна геометрия и дюза със смалващо се сечение. Моделирането на целия двигател би било непрактично и ненужно за целта на симулацията, която е да се оптимизира геометрията на предната част на ВУ.

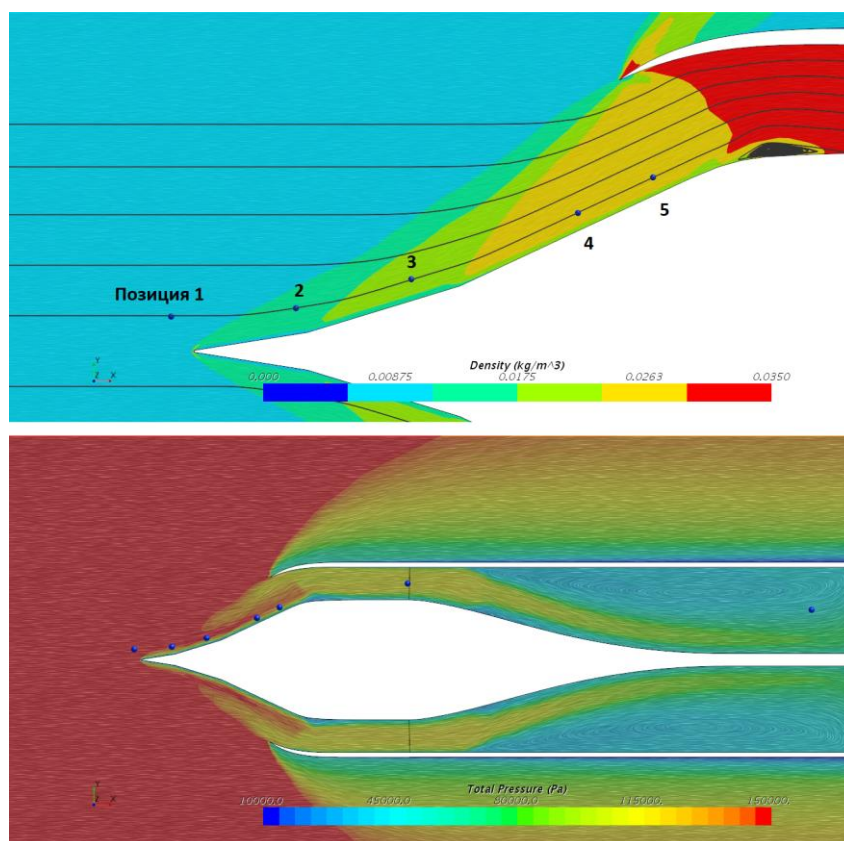


Фиг 9 Разпределение на числото на Мах във и около ВУ

От интерес представлява сравнението на газодинамичните параметри от CFD с тези от аналитичния модел. Скоковете на уплътнение водят до скокообразно изменение на налягането, температурата, плътността и скоростта на звука (фиг. 10), като е необходимо характеристиките да бъдат измерени след всеки скок. Тъй като аналитичният модел е едномерен, възниква въпросът къде да се поставят контролните точки в изчислителния обем от CFD. Очевидно, изборът е важен, тъй като измерваният параметър ще зависи от точката на измерване. Поради тази причина, изследването на двуизмерни и триизмерни модели представлява предизвикателство и резултатите трябва да бъдат интерпретирани внимателно.

При анализиране на CFD данните беше установено, че характеристиките на потока между скоковете във външната част на ВУ не

се изменят силно по посока на течението, като съществен градиент се наблюдава единствено в перпендикулярно на повърхността на тялото направление. Поради тази причина, е подходящо външните контролни точки да се разположат по дължината на една и съща токова линия (фиг. 10, горе). Същевременно, в канал с прилежащо (неоткъснато) течение, е най-подходящо да се вземе средната стойност по цялото сечение. Това обаче води може да доведе до грешка, ако в течението има зони с откъснат поток или рециркулация, каквато е наблюдавана след правия скок. В този случай, е по-удачно да се избере точка, разположена по-далеч от стените / граничния слой. Това е причината за разполагането на точката в средата на най-тесното сечение, както е показано на фиг. 10 долу.

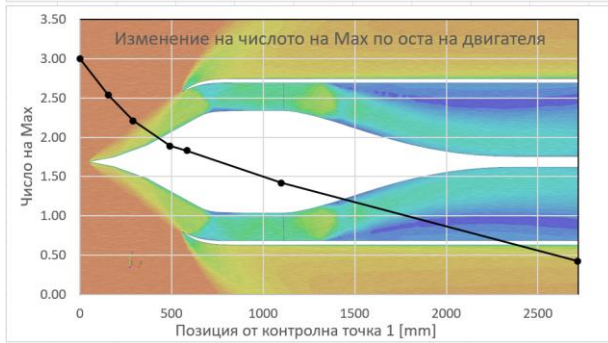
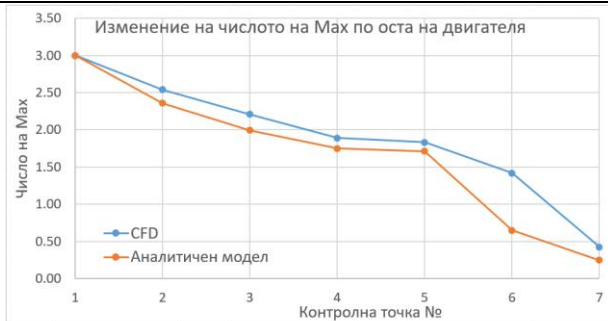


Фиг 10 Контролни точки за сравнение на газодинамичните характеристики от CFD с аналитичния модел

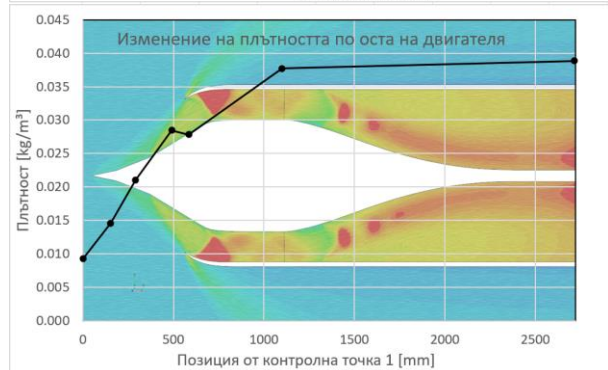
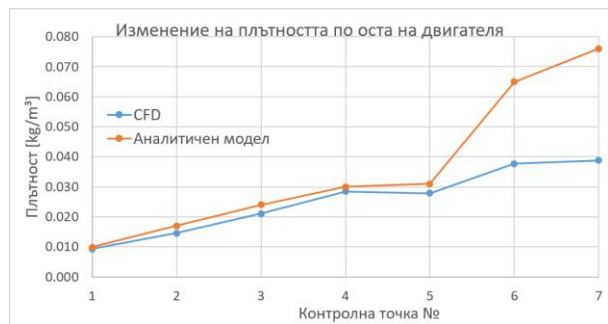
Тази методология позволява сравнение на газодинамичните характеристики между аналитичния модел и CFD, като резултатите са представени графично на фиг. 11-14. Видно е, че изчисленията и симулацията показват сходни резултати и, че газодинамичните

характеристики съвпадат много добре в тази част на ВУ. Можем да направим извода, че системата от скокове е моделирана правилно, с което е първата част от задачата е изпълнена.

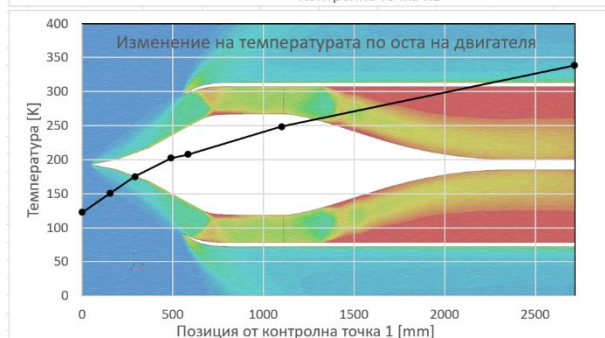
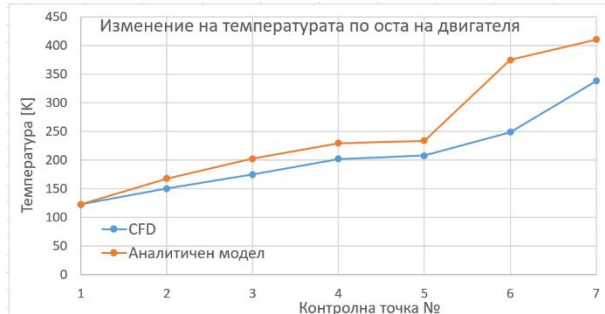
Втората поставена задача е определянето на масовия поток. Между контролни точки 6 и 7, двата модела показват съществени различия. Различията произлизат от факта, че при CFD симулацията липсва дифузия, докато аналитичният модел е базиран на дозвуков дифузор.



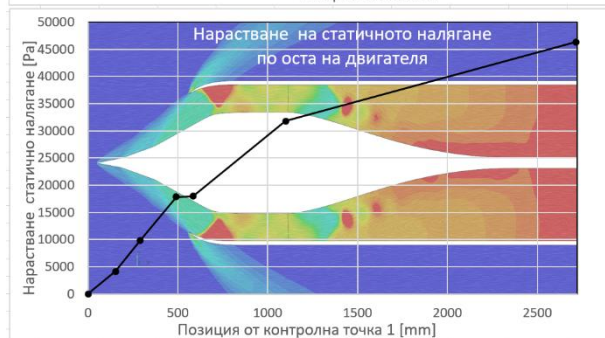
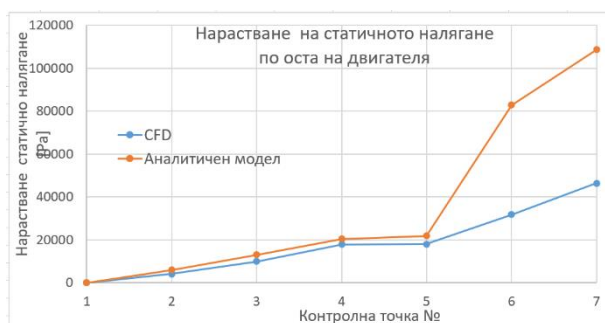
Фиг 11 Изменение на числото на Мах по оста на двигателя



Фиг 12 Изменение на плътността по оста на двигателя

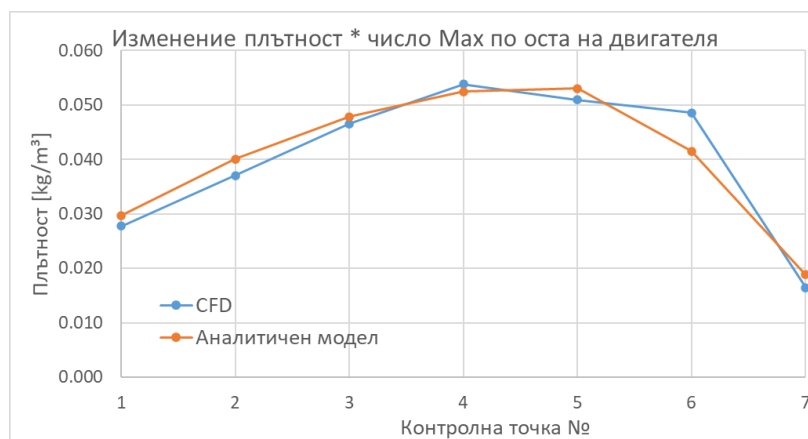


Фиг 13 Изменение на температурата по оста на двигателя

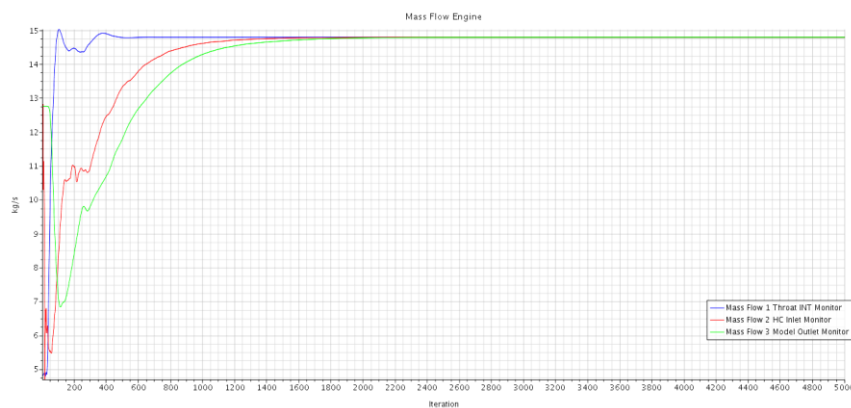


Фиг 14 Изменение на статичното налягане по оста на двигателя

Възниква въпросът, дали може ли да се считат данните за масовия поток от CFD, за надеждни при такива големи отклонения. Един добър индикатор за това е, дали законът за непрекъснатостта е спазен в различни сечения от двигателя. Известно е, че числото на Мах и налягането/плътността на свиваем флуид са в пряка зависимост. При затормозяване, числото на Мах пада, а плътността се качва. Това е видно от фиг. 11 и 12: CFD моделът предвижда по-висока скорост и по-ниска плътност, в сравнение с аналитичния модел. Уравнението на непрекъснатостта обаче е спазено с голяма точност: произведението на плътността с числото на Мах (което представлява масовия поток през единица площ) във всяка точка на двигателя в двата модела съвпадат добре (фиг. 15).



Фиг 15 Изменение произведението на плътността с числото на Мах



Фиг 16 Конвергенция на масовия поток в различни сечения на двигателя

Друг индикатор, че уравнението на непрекъснатостта е спазено, е добре конвергираното CFD решение в различни точки от изчислителния обем.

Фиг. 16 показва конвергенцията на масовия поток през най-тесното сечение, на входа на топлинната камера и на изхода на модела. Трите криви конвергират към една и съща стойност с точност до шестия знак след десетичната запетая. Симулираният масов поток е:

$$\dot{m} = 14,79 \frac{kg}{s}$$

Следователно, симулацията посочва един и същ масов поток и в задната, и в предната част, където газодинамичните параметри съвпадат добре с аналитично определените.

Табл. 2 показва обобщено сравнение на изчислените и симулирани газодинамични характеристики в различни контролни точки, както и на загубите и масовия поток през ВУ.

Позиция	Число на Мах		Статично налягане [Pa]		Плътност [kg/s]		Температура [K]	
	Ан. модел	CFD	Ан. модел	CFD	Ан. модел	CFD	Ан. модел	CFD
1	3.00	3.00	4374	4374	0.0099	0.0092	122.6	122.6
2	2.36	2.54	10230	8476	0.0170	0.0146	167.9	150.5
3	1.99	2.21	17310	14207	0.0240	0.0211	202.5	174.8
4	1.75	1.89	24710	22216	0.0300	0.0285	229.6	202.2
5	1.71	1.83	26160	22314	0.0310	0.0278	234.2	207.7
6	0.64	1.42	87190	36172	0.0650	0.0377	375.0	248.6
7	0.25	0.42	113000	50696	0.0760	0.0388	410.5	338.3
					Ан. модел		CFD	
коэф. на възстановяване на налягането σ					0.8		0.74	
Загуби във ВУ, %					20.1%		25.8%	
Масов поток, kg/s					14.82		14.79	

Табл. 2 Сравнение на газодинамичните характеристики според аналитичния модел и CFD

4. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В настоящата работа бяха представени резултатите от CFD симулации и аналитичен модел за пресмятане на свръхзвуково входно устройство за полет в атмосферата на Юпитер. Аналитичният модел предвижда коефициент на възстановяване на налягането сходен с този на типични свръхзвукови входни устройства за полет в Земната атмосфера и дефинира газодинамичните параметри на входа на топлинната камера.

В рамките на CFD симулациите, са изучени седем различни геометрии. Геометрията, представена в тази работа, позволява оптимална работа на входното устройство на разчетната височина. Системата възникващи скокове на уплътнение е оптимизирана да създава минимално челно съпротивление на летателния апарат. Вътрешната геометрия може да бъде допълнително оптимизирана: добра практика е след първия прав скок напречното сечение да се изпълни с леко стеснение, за да се избегне ускорението на газовете до свръхзвукова скорост, както е описано в [7]. Стесняването води до втори прав скок, който окончателно забавя течението до дозвукова скорост и стабилизира работата на двигателя.

Симулациите показват добро припокриване на газодинамичните параметри с тези от аналитичния модел, с изключение на задната част на дифузора, където се наблюдава отклонение на степента на дифузия на газа. Този недостатък няма отношение към значимостта на крайния резултат, тъй като целта на CFD симулациите е да се оптимизира предната част на входното устройство и да се определи / валидира масовия поток от аналитичните изчисления. Последният съвпада много добре, като и двата модела показват практически еднаква стойност.

Надеждно изчисленият масов поток позволява да се определят редица критични параметри с висока сигурност, като обща тяга на двигателя и топлинна мощност на реактора.

Познаването на тези параметри позволява проектирането на останалите възли, както и на целия летателен апарат. Познаването на приблизителните размери и маса позволява да се планират научните експерименти, както и останалите етапи от мисията, и правят възможен избора на подходящи газодинамична схема на летателния апарат, а от там и на ракета-носител. Всичко това е предмет на бъдеща работа.

Благодарности. Тази работа беше частично подкрепена от Министерство на образованието и науката на България по Националната изследователска програма „Млади учени и постдокторанти”, одобрена от DCM № 577 / 17.08.2018 г. и от Научно-изследователския фонд на Софийския университет по грант № 80-10-139 /15.04.2019

ЛИТЕРАТУРА / REFERENCE

- [1] Бондарюк М. М., Ильяшенко С. М., *Прямочные воздушно-реактивные двигатели*, Москва, 1958
- [2] Münzberg H. G., *“Flugantriebe”*, Springer-Verlag, 1972
- [3] H. Ran and D. Mavris, *“Preliminary Design of a 2D Supersonic Inlet to Maximize Total Pressure Recovery”*, AIAA 5th Aviation, Technology, Integration, and Operations Conference (ATIO), 26 - 28 September 2005, Arlington, Virginia
- [4] Bussard R.W. and DeLauer R.D., *“Nuclear Rocket Propulsion - McGraw-Hill Series in Missile and Space Technology”*, 1958
- [5] Sutton G.P. and Biblarz O., *“Rocket Propulsion Elements”*, Ninth Edition, Wiley, 2017
- [6] W.H.T. Loh, *“Jet, Rocket, Nuclear, Ion and Electric Propulsion: Theory and Design - Applied Physics and Engineering”*, An International Series, Volume 7, Springer-Verlag 1968
- [7] Зуев Ю.В., Лепешинский И.А. - Приближенный газодинамический расчет сверхзвукового прямочного воздушно-реактивного двигателя – 2009
- [8] NASA PDS: The Planetary Atmospheres Node, Galileo Probe Data Set Archive (2003). URL: https://pds-atmospheres.nmsu.edu/PDS/data/gp_0001/