

КВАЗИСТАЦИОНАРЕН МОДЕЛ НА ПРОЦЕСИТЕ ПРОТИЧАЩИ В РАКЕТНИТЕ ДВИГАТЕЛИ РАБОТЕЩИ ПО ЗАТВОРЕН ЦИКЪЛ

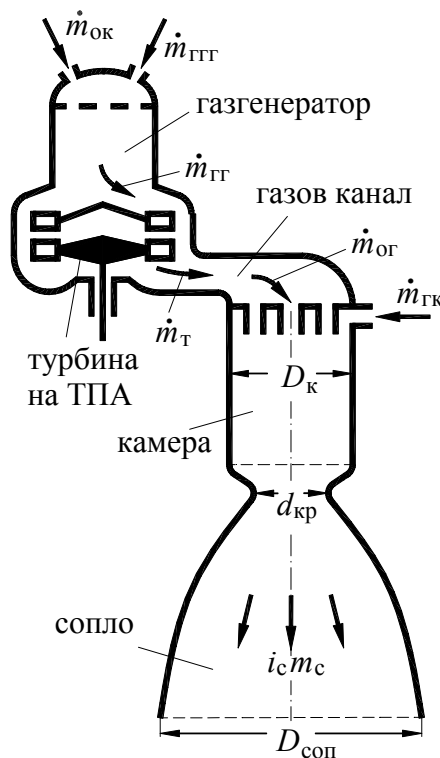
Мариан Н. Мутафчиев
Marian_mutafchiev@abv.bg

Висше транспортно училище "Тодор Каблешков"
Катедра "Транспортна техника", ул. "Гео Милев" 158 София 1574,
БЪЛГАРИЯ

Ключови думи: ракетни двигатели, квазистационарен модел

Резюме: Представен е математичен модел на термо и газодинамичните процеси протичащи в работните пространства на ракетните двигатели с течно гориво, работещи по затворен цикъл с догаряне на окислителния газ.

Според организацията на работния процес ракетните двигатели с течно гориво се делят на два вида - работещи по отворен цикъл и работещи по затворен цикъл [1, 2, 3, 4].



Фиг. 1. Схема на ракетен двигател, работещ с догаряне на генераторния газ

В камерата на ракетния двигател с течно гориво, работещ по затворен цикъл, изпарението на окислителя се извършва чрез горивен процес, изнесен в пространство, намиращо се извън основната камера и наречено газгенератор. Така в основната камера постъпва смес от изгорели газове и изпарен окислител, от една страна, и течно гориво, от друга. Трябва да се отбележи, че в установен режим при този тип топлинни двигатели дебитът на постъпващите в течна фаза компоненти е равен на дебита на изтичащите газове. Това означава, че тяхната работа не бива да се пренебрегва. Колкото до постъпващия генераторен газ за двигателите, работещи по затворен цикъл, това не подлежи на никакво съмнение. Температурата в камерата е неравномерно разпределена по нейната дължина. Температурата на входа на камерата може да се приеме приблизително равна на температурата на компонентите, докато температурата на изхода е практически равна на максималната температура в камерата

На фиг.1. е показана схема на ракетен двигател, работещ с догаряне на генераторния газ,

или казано по друг начин, работещ по затворен цикъл. Работният процес започва в газгенератора, в който се подава цялото количество окислител и част от горивото. Само част от горивото се подава в горивната камера. Количеството на горивото, подавано в газгенератора, се определя така, че отделената при изгарянето му топлина да е достатъчна да изпари цялото останало количество окислител (неучастващо в горенето в газгенератора) и температурата на газовете на входа на турбината да не надхвърля 800 градуса по Целзий. За разпределението на горивото са в сила зависимостите:

$$\left\{ \begin{array}{l} k_{\Gamma} = \frac{\dot{m}_{\Gamma\Gamma\Gamma}}{\dot{m}_{\Gamma\Gamma\text{К}}} \\ \dot{m}_{\Gamma\text{К}} + \dot{m}_{\Gamma\Gamma\Gamma} = \dot{m}_{\Gamma} \end{array} \right.,$$

където: k_{Γ} е разпределителен коефициент; \dot{m}_{Γ} - общият дебит на горивото.

От което за горивото, подавано в горивната камера, следва израза:

$$(1) \quad \dot{m}_{\Gamma\text{К}} = \frac{\dot{m}_{\Gamma}}{1+k_{\Gamma}},$$

а за горивото, подавано в газгенератора, съответно израза:

$$(2) \quad \dot{m}_{\Gamma\Gamma\Gamma} = \frac{k_{\Gamma}\dot{m}_{\Gamma}}{1+k_{\Gamma}}.$$

Специфичната топлина на изгаряне на горивото с течен окислител е много по-малка от специфичната топлина на изгаряне с газообразен окислител или въздух [5]. Например при изгаряне на един килограм керосин с течен кислород се получават 9,2 MJ, а с газообразен кислород или въздух се получават 44,5 MJ. В такъв случай, като се има предвид, че обемът на газгенератора е постоянен, уравнението на първия принцип на термодинамиката с променлива маса на работното вещество има следния вид:

$$(3) \quad dQ_1 - dQ_{\text{ио}} + dL_{\Gamma\Gamma\Gamma} + dL_{\text{ок}} - idm_{\text{из}} = d(Mu) + dQ_w,$$

където: dQ_1 е елементарното внесено количество топлина, отделено при изгарянето на горивото в газгенератора; $dQ_{\text{ио}}$ - елементарното количество топлина, погълнато от окислителя неучаствал в горенето при неговото изпарение; $dL_{\Gamma\Gamma\Gamma}$ - работата на външните сили, извършвана върху постъпващото в газгенератора гориво; Mu - вътрешната енергия на работното вещество в камерата; $idm_{\text{из}}$ - енталпията на изтичащите от газгенератора газове; $dL_{\text{ок}}$ - работата на външните сили, извършвана върху постъпващия в газгенератора окислител; Q_w - количеството топлина, отведено от работното вещество в резултат на топлообмен.

Уравнение (3) се преобразува, като се имат предвид следните зависимости:

$$dQ_1 = H_u^* dm_{\Gamma\Gamma\Gamma},$$

където: H_u^* е специфична топлина на изгаряне на горивото в газгенератора; $dm_{\Gamma\Gamma\Gamma}$ - масата на горивото, постъпващо в газгенератора на двигателя за единица време;

$$dQ_{\text{ис}} = Q_{\text{ок}}^* dm_{\text{ио}},$$

където: $Q_{\text{ок}}^*$ е специфична топлина на изгаряне на окислителя (за кислород - 214 kJ/kg;); $dm_{\text{ио}}$ - масата на изпарения окислител в газгенератора за единица време;

$$dL_{\Gamma\Gamma\Gamma} = p_{\Gamma} \frac{dm_{\Gamma\Gamma\Gamma}}{\rho_{\Gamma}},$$

където: p_{Γ} е налягането на горивото на входа на газгенератора; ρ_{Γ} - плътността на постъпващото гориво;

$$dL_{\text{OK}} = p_{\text{OK}} \frac{dm_{\text{OK}}}{\rho_{\text{OK}}},$$

където: p_{OK} е налягането на окислителя на входа на газгенератора; ρ_{OK} - плътността на постъпващия окислител; dm_{OK} - елементарната маса на постъпващия окислител.

$$idm_{\text{ИЗ}} = c_p T dm_{\text{ИЗ}},$$

където: c_p е специфичният топлинен капацитет на изтичащите газове при постоянно налягане; T - средната температура на газовете в газгенератора.

За уравнение (3) се получава:

$$H_u^* dm_{\text{ГГГ}} - Q_{\text{OK}}^* dm_{\text{ИО}} + p_{\text{Г}} \frac{dm_{\text{ГГГ}}}{\rho_{\text{Г}}} + p_{\text{OK}} \frac{dm_{\text{OK}}}{\rho_{\text{OK}}} - c_p T dm_{\text{ИЗ}} = M du + u dM + dQ_w.$$

Като се има предвид, че $dM = dm_{\text{ГГГ}} + dm_{\text{OK}} - dm_{\text{ИЗ}}$, от горното равенство се определя диференциалът на температурата:

$$(4) \quad dT = \frac{T}{M} \left\{ \frac{k-1}{RT} (H_u^* dm_{\text{Г}} - Q_u^* dm_{\text{ИО}} - dQ_w) + \left[\frac{(k-1)p_{\text{Г}}}{RT\rho_{\text{Г}}} - 1 \right] dm_{\text{Г}} + \left[\frac{(k-1)p_{\text{OK}}}{RT\rho_{\text{OK}}} - 1 \right] dm_{\text{OK}} - (k-1) dm_{\text{ИЗ}} \right\}.$$

Уравнение (4) представлява диференциалното уравнение за определяне изменението на температурата в газгенератора.

Масата на изпарения окислител в газгенератора може да се определи лесно, ако е известно теоретично необходимото количество окислител за изгаряне на един килограм гориво. За изгарянето на един килограм керосин са необходими 14,8 килограма въздух. Като се има предвид, че масовият дял на кислорода във въздуха е 0,23, то за елементарната маса на изпарения окислител в газгенератора се получава:

$$(5) \quad dm_{\text{ИО}} = dm_{\text{OK}} - 3,404 dm_{\text{ГГГ}}.$$

Текущата стойност на температурата в камерата се изчислява чрез израза:

$$(6) \quad T_i = T_{i-1} + (dT)_{i-1}.$$

В свързващия газов канал условията са съвсем различни. Температурата на газовете, изтичащи от турбината, които се явяват втичащи за канала, на практика имат същата температура каквато имат и газовете в канала. В такъв случай уравнението на първия принцип на термодинамиката за условията на канала ще има следния вид:

$$(7) \quad idm_{\text{Т}} - idm_{\text{ОГ}} = d(Mu) + dQ_w,$$

където: $idm_{\text{Т}} = c_p T_{\text{Т}} dm_{\text{Т}}$ е енталпийата на втичащите от турбината газове; $T_{\text{Т}}$ - температурата на газовете в канала; $idm_{\text{ОГ}} = c_p T dm_{\text{ОГ}}$ - енталпийата на изтичащия от канала окислителен газ; T - температурата на газовете в канала.

За уравнение (7) след преобразования се получава:

$$(8) \quad dT = (k-1) \frac{T}{M} \left(\frac{T_{\text{Т}}}{T} dm_{\text{Т}} - dm_{\text{ОГ}} - \frac{dQ_w}{RT} \right).$$

Текущата стойност на температурата в канала се изчислява чрез израза (6).

В горивната камера на двигателя работещ по затворен цикъл (фиг.1) постъпват: окислителен газ който представлява смес от изгорели газове и озпарен кислород, и гориво в течно състояние. В такъв случай като се има предвид, че обемът на горивната камера е постоянен, уравнението на първия принцип на термодинамиката с променлива маса на работното вещество ще има следния вид:

$$(9) \quad dQ + dL_{\text{Г}} + idm_{\text{ОГ}} - idm_{\text{ИЗ}} = d(Mu) + dQ_w,$$

където dQ е елементарното внесено количество топлина, отделено при изгарянето на горивото в камерата; $dL_{\text{Г}}$ - работата внасяна с постъпващото течно гориво; Mu - вътрешната енергия на работното вещество в камерата; $idm_{\text{ИЗ}}$ - енталпийата на

изтичащите газове; $idm_{ог}$ - енталпията внасяна с постъпващия окислителен газ; Q_w - количеството топлина, отведено от работното вещество в резултат на топлообмен.

Уравнение (9) се преобразува, като се имат предвид следните зависимости:

$$dQ = H_u dm_{г},$$

където: H_u е специфична топлина на изгаряне на горивото с газообразен окислител (44 MJ/kg); $dm_{г}$ - елементарната маса на горивото, постъпващо в камерата на двигателя за единица време;

$$dL_{г} = p_{г} \frac{dm_{г}}{\rho_{г}},$$

където: $p_{г}$ е налягането на течното гориво на входа на камерата; $\rho_{г}$ - плътността на постъпващото гориво;

$$idm_{ог} = c_p T_{ог} dm_{ог},$$

където: c_p е специфичният топлинен капацитет на постъпващия окислителен газ при постоянно налягане; $T_{ог}$ - температурата на постъпващия окислителен газ; $dm_{ок}$ - елементарната маса на постъпващия окислител;

$$idm_{из} = c_p T dm_{из},$$

където: c_p е специфичният топлинен капацитет на изтичащите газове при постоянно налягане; T - средната температурата в камерата.

Като се заместят горните изрази в уравнение (3.39) се получава:

$$H_u dm_{г} + p_{г} \frac{dm_{г}}{\rho_{г}} + c_p T_{ог} dm_{ог} - c_p T dm_{из} = M du + u dM + dQ_w$$

Като се приеме, че специфичните топлинни капацитети на изпарените компоненти и продуктите на горенето не се различават съществено, горното равенство се разделя на израза $M c_v T$ и се извършват преобразования от което следва:

$$dT = \frac{T}{M} \left[(k-1) \frac{H_u dm_{г}}{RT} + \frac{(k-1) p_{г}}{RT \rho_{г}} dm_{г} + k \frac{T_{ог}}{T} dm_{ог} - k dm_{из} - dM - (k-1) \frac{dQ_w}{RT} \right].$$

Като се има предвид, че $dM = dm_{г} + dm_{ог} - dm_{из}$, от горното равенство се определя диференциалът на температурата:

$$dT = \frac{T}{M} \left[(k-1) \frac{H_u dm_{г}}{RT} + \frac{(k-1) p_{г}}{RT \rho_{г}} dm_{г} + k \frac{T_{ог}}{T} dm_{ог} - k dm_{из} - dm_{г} - dm_{ог} + dm_{из} - (k-1) \frac{dQ_w}{RT} \right].$$

Окончателно се получава:

$$(10) \quad dT = \frac{T}{M} \left\{ \frac{k-1}{RT} (H_u dm_{г} - dQ_w) + \left[\frac{(k-1) p_{г}}{RT \rho_{г}} - 1 \right] dm_{г} + \left[k \frac{T_{ог}}{T} - 1 \right] dm_{ог} - (k-1) dm_{из} \right\}.$$

Уравнение (10) представлява диференциалното уравнение за определяне изменението на температурата в камерата на ракетен двигател с течно гориво работещ по затворен цикъл.

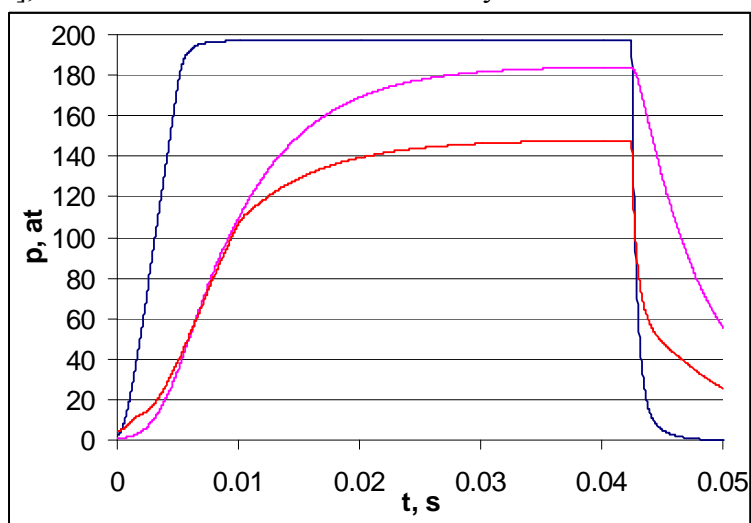
Текущата стойност на температурата в камерата се изчислява чрез израза:

$$T_i = T_{i-1} + (dT)_{i-1}.$$

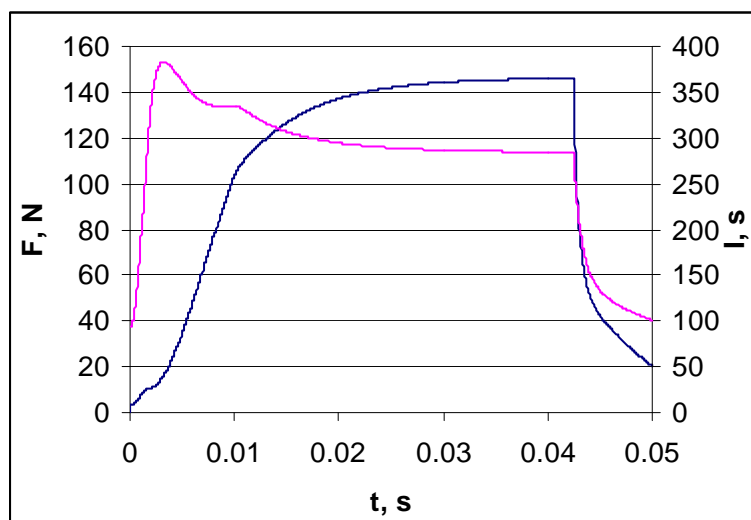
На фиг. 2 са показани резултатите от числен експеримент, проведен с уравнения (4), (8), (10) и изложената методика. Кривите демонстрират изменението на налягането в газгенератора, присъединителния канал и камерата на двигателя НК-33.

На фиг.3 са показани резултатите от изчисленията за теглителната сила и специфичния импулс, във функция на времето за двигателя НК-33. На фигурите ясно се виждат пусковият процес, установеният режим и спирането на двигателя.

За проверка на достоверността на резултатите се използват заводски данни [НПО Энергомаш], които ще бъдат показани по долу.



Фиг. 2. Изменение на налягането в газгенератора-най горе, присъединителния канал – средната крива и горивната камера – долу НК33



Фиг. 2. Изменение на теглителната сила и специфичния импулс – НК33

Проверка на достоверността на основните уравнения

За проверка на достоверността на резултатите се използват заводски данни съгласно [www.proenergomash.ru].

НК-33: При максимална температура в камерата 3611 K е определено по изчислителен път максимално налягане 148,2 at. Заводската стойност е 148,3 at., при което се получава разлика 0,038%. За реактивната компонента на теглителната сила, се получава 143,76 т. При налягане на сопловия срез 0,55at. се получава общата стойност за теглителната сила 153,55 т. Заводската стойност е 154 т., при което се получава разлика 0,289%. За специфичния импулс, се получава 296,84 s. при дебит на изтичащите газове 517,3 kg/s. Намерената заводска стойност за специфичния импулс е 297,23 s., при което разликата е 0,131%.

В заключение може да се каже, че представените уравнения и методика имат достатъчно високо ниво на достоверност и са особено подходящи за началните етапи на проектиране на ракетните двигатели с течно гориво.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Воробей В. В., Логинов В. Е. Технология производства жидкостных ракетных двигателей. М.: Изд-во МАИ, 2001. 496 с.
- [2] Гахун Г. Г., Баулин В. И., Володин В. А., Курпатенков В. Д., Краев М. В., Трофимов В. Ф. Конструкция и проектирование жидкостных ракетных двигателей. Москва, "Машиностроение", 1989.
- [3] Дорофеев А. А. Основы теории тепловых ракетных двигателей. Теория расчет и проектирование. Издание 2-е. Москва, 2010.
- [4] Козлов А. А., Новиков В. Н., Соловьев Е. В. Системы питания и управления жидкостных ракетных двигательных Установок. М.: Машиностроение, 1988.
- [5] Ракетные топлива (по материалам зарубежной печати). Под ред. академика АН БССР Я. М. Пушкина, доктора тех. наук А. З. Чулкова, издательство.: Мир. Москва, 1975.

QUASI STATIONARY A MODEL OF PROCESS WHICH IS CARRIED OUT IN ROCKET ENGINES WORKING WITH IN CLOSED CYCLE

Marian N. Mutafchiev
Marian_mutafchiev@abv.bg

Todor Kableshkov University of Transport
Sofia, 158 Geo Milev Str.
BULGARIA

Key words: *jetpacks, quasi-stationary model*

Abstract: *Presented is a mathematical model of thermal and gas dynamic processes occurring in the workspaces of rocket engines with liquid fuel, working in a closed cycle with afterburning of oxidizing gas*