

МАТЕМАТИЧНО МОДЕЛИРАНЕ НА РАБОТНИЯ ПРОЦЕС В ПОТОЧНИТЕ ДВИГАТЕЛИ С ВЪТРЕШНО ГОРЕНЕ

Мариан Н. Мутафчиев
Marian_mutafchiev@abv.bg

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

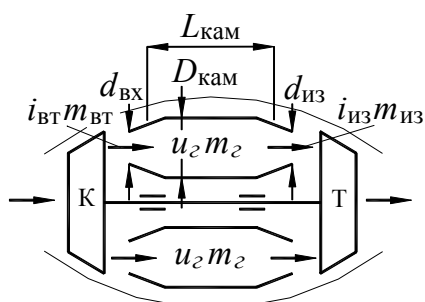
Ключови думи: поточни двигатели, газотурбинни двигатели, ракетни двигатели.

Резюме: Представени са математични модели на работните процеси протичащи в поточните двигатели с вътрешно горене

Двигателите с вътрешно горене са топлинни двигатели които могат най-общо да бъдат класифицирани в две големи групи: бутални двигатели с вътрешно горене, които имат цикличен принцип на действие и поточни двигатели които имат не цикличен принцип на действие. Основни представители на поточните двигатели са лопатъчните газотурбинни двигатели и ракетните двигатели с течно гориво.

Тузи труд е посветен на математичното моделиране на работните процеси протичащи в поточните двигатели основано на квазистационарния термодинамичен метод за отворена термодинамична система.

1. Диференциално уравнение за определяне на температурата в камерите на газотурбинните двигатели с вътрешно горене



Фиг. 1. Схема на газотурбинен двигател с необходимите означения. Съпътстващият пример е разработен със следните данни:

$$D_{\text{кам}}=0,2 \text{ m}; L_{\text{кам}}=0,1 \text{ m};$$

$$d_{\text{из}}=0,15 \text{ m}; d_{\text{вх}}=0,15 \text{ m};$$

$$V_{\text{кам}} \square 0,0031 \text{ m}^3; \dot{m}_{\text{гор}} \square 0,9 \text{ kg/s}$$

$$p_{\text{вх}}=10 \text{ at}; p_{\text{кам}}=9 \text{ at};$$

Приема се, че температурата в горивната камера на двигателя е различна от температурата на постъпващия въздух, докато температурата на изтичащите газове е с малка разлика с тази в горивната камера. В такъв случай като се има в предвид, че обемът на горивната камера е постоянен, уравнението на първия принцип на термодинамиката за условията на горивната камера на двигателя - фиг.1, ще има следния вид:

$$(1) \quad dQ + u dm_{\text{Т}} + idm_{\text{ВТ}} - idm_{\text{ИЗ}} = d(Mu) + dQ_w,$$

$$\text{където:} \quad idm_{\text{ВТ}} = c_p T_{\text{ВТ}} dm_{\text{ВТ}} \quad \text{е}$$

енталпията на втичащите от компресора газове; $T_{\text{ВТ}}$ - температурата на втичащите от компресора газове; $idm_{\text{ИЗ}} = c_p T dm_{\text{ИЗ}}$ -

енталпията на изтичащите през турбината газове; T - температурата на газовете в камерата на двигателя; $dQ=H_u dm_{гор}$ - внесеното количество топлина; $dm_{гор}$ - елементарната маса на втичащото гориво; $udm_{г} = c_v T dm_{гор}$ - вътрешната енергия на образуваните при горенето газове; $dm_{г}$ - елементарната маса газове образувани вследствие на горенето. Приема се, че $dm_{г} = dm_{гор}$.

За уравнение (1) се получава:

$$H_u dm_{гор} + c_v T dm_{гор} + c_p T_{вт} dm_{вт} - c_p T dm_{из} = M du + u dM + dQ_w.$$

Горното равенство се разделя на израза $M c_v T$ и се извършват съкращения

$$\frac{H_u dm_{гор}}{c_v T M} + \frac{c_v T dm_{гор}}{c_v T M} + \frac{c_p T_{вт} dm_{вт}}{c_v T M} - \frac{c_p T dm_{из}}{c_v T M} = \frac{M c_v dT}{M c_v T} + \frac{c_v T dM}{c_v T M} + \frac{dQ_w}{c_v T M},$$

от което следва:

$$(k-1) \frac{H_u dm_{гор}}{RTM} + \frac{dm_{гор}}{M} + k \frac{T_{вт} dm_{вт}}{TM} - k \frac{dm_{из}}{M} = \frac{dT}{T} + \frac{dM}{M} + (k-1) \frac{dQ_w}{RTM}. \quad (2)$$

Като се има в предвид, че $dM = dm_{вт} - dm_{из}$, от горното равенство се определя диференциалът на температурата,

$$\frac{dT}{T} = (k-1) \frac{H_u dm_{гор}}{RTM} + \frac{dm_{гор}}{M} + k \frac{T_{вт} dm_{вт}}{TM} - k \frac{dm_{из}}{M} - \frac{dm_{вт}}{M} + \frac{dm_{из}}{M} - (k-1) \frac{dQ_w}{RTM}$$

или

$$\frac{dT}{T} = (k-1) \left(\frac{H_u}{RT} + 1 \right) \frac{dm_{гор}}{M} + \left(k \frac{T_{вт}}{T} - 1 \right) \frac{dm_{вт}}{M} - (k-1) \frac{dm_{из}}{M} - (k-1) \frac{dQ_w}{RTM}.$$

Окончателно се получава:

$$dT = \frac{T}{M} \left[(k-1) \left(\frac{H_u}{RT} + 1 \right) dm_{гор} + \left(k \frac{T_{вт}}{T} - 1 \right) dm_{вт} - (k-1) dm_{из} - (k-1) \frac{dQ_w}{RT} \right]. \quad (3)$$

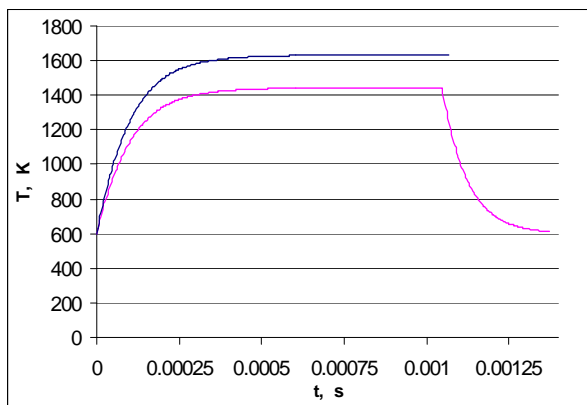
Уравнение (3) представлява диференциалното уравнение за определяне изменението на температурата в камерата.

Текущата стойност на температурата в камерата се изчислява чрез израза:

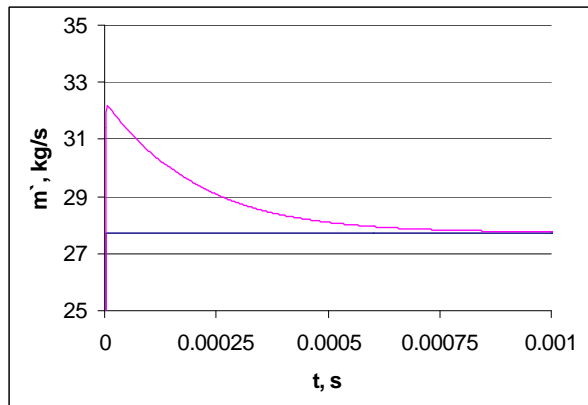
$$T_i = T_{i-1} + (dT)_{i-1}$$

Налягането в областта на горивните камери при газотурбинните двигатели, на практика е постоянно и се определя от оборотите на ротора и други по-слабо влияещи фактори чието отчитане не е цел на този труд.

На фигурите по-долу са показани резултатите от числен експеримент проведен с уравнение (3). Кривите демонстрират изменението на параметрите по време на пусковия процес, установения режим и спирането на горивния процес при установена честота на въртене на ротора.



Фиг. 2. Изменение на средната температурата в камерите на газотурбинен двигател при различно подаване на гориво

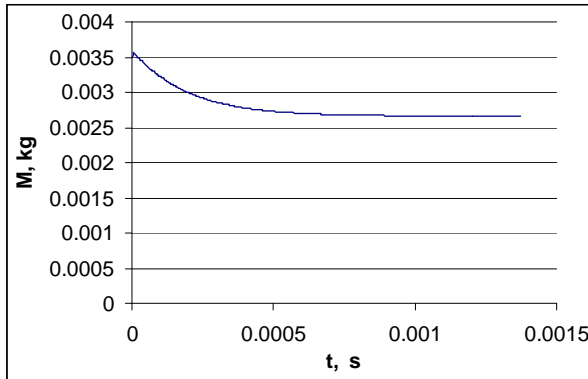


Фиг. 3. Изменение на дебитите на входа (плавата) и на изхода на горивните камери на газотурбинен двигател във .

На фиг. 2. е показано изменението на средната температура в камерите на газотурбинен двигател при различно подаване на гориво във функция от времето.

На фиг. 3. е показано изменението на дебитите на входа (правата линия) и на изхода на горивните камери на газотурбинен двигател във функция от времето.

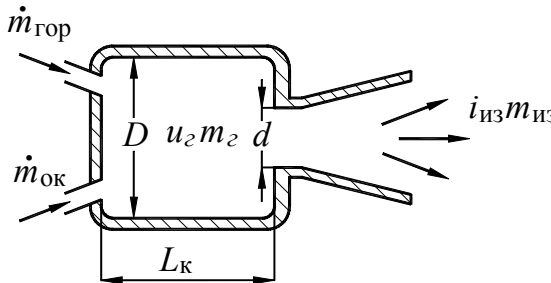
На фиг. 4. е показано изменението на масата на работното вещество в горивните камери на газотурбинен двигател във функция от времето.



Фиг. 4. Изменение на масата на работното вещество в горивните камери на газотурбинен двигател във функция от времето.

От показаните фигури може да се проследи логиката на процеса. Нарастването на температурат предизвиква намаляване на плътността, което е причината за намаляването на масата на работното вещество в горивните камери. Не бива да се забравя, че обемът на камерите е постоянен но те са отворени и отпред и отзад, даже и отстрани. И отвътре и отвън на камерите е налице установен поток. Поясената логика е достатъчно показателна за достоверността на уравнение (3). Моделирането на процесите в газотурбинния двигател с подробности не е цел на този труд.

2. Диференциално уравнение за определяне на температурата в камерите на ракетните двигатели с течно гориво



Фиг. 5. Схема на ракетен двигател с необходимите означения.

Съпътстващия пример е разработен със следните данни:

$$D_{\text{кам}}=0,2 \text{ m}; L_{\text{кам}}=0,4 \text{ m}; d_{\text{из}}=0,05 \text{ m};$$

$$V_{\text{кам}} \square 0,0125 \text{ m}^3; \dot{m}_{\text{гор}} \square 40 \text{ kg/s}; \alpha=1,5$$

В камерата на ракетния двигател с течно гориво - фиг. 5, постъпват гориво и окислител в течна фаза като е налице излишък на окислител. Излишният окислител преминава в газова фаза, но не чрез горене а чрез изпарение при което се поглъща топлина. Погълнатата топлина от изпарението на горивото и окислителя които участват в горенето се отчита още при определянето на специфичната топлина на изгаряне. Така например специфичната топлина на изгаряне на керосин с течен кислород е четири-пет пъти по-малка от специфичната топлина на изгаряне на керосин с газообразен кислород. В такъв случай като се има в предвид, че обема на горивната камера е постоянен, уравнението

на първия принцип на термодинамиката ще има следния вид:

$$dQ+udm_{\Gamma}-idm_{\text{из}}=d(Mu)+dQ_{\text{ок}}+dQ_w, \quad (4)$$

където $dQ_{\text{ок}}$ е елементарното количество топлина необходимо за изпарение на излишния окислител.

За уравнение (4) се получава:

$$H_u dm_{\text{гор}}+c_v T dm_{\text{гор}}-c_p T dm_{\text{из}}=Mdu+udM+dQ_{\text{ок}}+dQ_w.$$

Горното равенство се разделя на израза $Mc_v T$ и се извършват съкращения

$$\frac{H_u dm_{\text{гор}}}{c_v T M} + \frac{c_v \cancel{T} dm_{\text{гор}}}{c_v \cancel{T} M} - \frac{c_p \cancel{T} dm_{\text{из}}}{c_v \cancel{T} M} = \frac{M c_v dT}{M c_v T} + \frac{c_v \cancel{T} dM}{c_v \cancel{T} M} + \frac{dQ_{\text{ок}}}{c_v T M} + \frac{dQ_w}{c_v T M}$$

от което следва:

$$(k-1) \frac{H_u dm_{\text{гор}}}{RTM} + \frac{dm_{\text{гор}}}{M} - k \frac{dm_{\text{из}}}{M} = \frac{dT}{T} + \frac{dM}{M} + (k-1) \frac{dQ_{\text{ок}}}{RTM} + (k-1) \frac{dQ_w}{RTM}. \quad (5)$$

Като се има в предвид, че $dM = dm_{\text{гор}} + dm_{\text{ок}} - dm_{\text{из}}$ от горното равенство се определя диференциалът на температурата,

$$\frac{dT}{T} = (k-1) \frac{H_u dm_{\text{гор}}}{RTM} - (k-1) \frac{dm_{\text{из}}}{M} - \frac{dm_{\text{ок}}}{M} - (k-1) \frac{dQ_{\text{ок}}}{RTM} - (k-1) \frac{dQ_w}{RTM}.$$

Окончателно се получава:

$$dT = (k-1) \frac{T}{M} \left(\frac{H_u dm_{\text{гор}}}{RT} - dm_{\text{из}} - \frac{dQ_{\text{ок}}}{RT} - \frac{dQ_w}{RT} \right) - \frac{T dm_{\text{ок}}}{M}. \quad (6)$$

Уравнение (6) представлява диференциалното уравнение за определяне изменението на температурата в камерата.

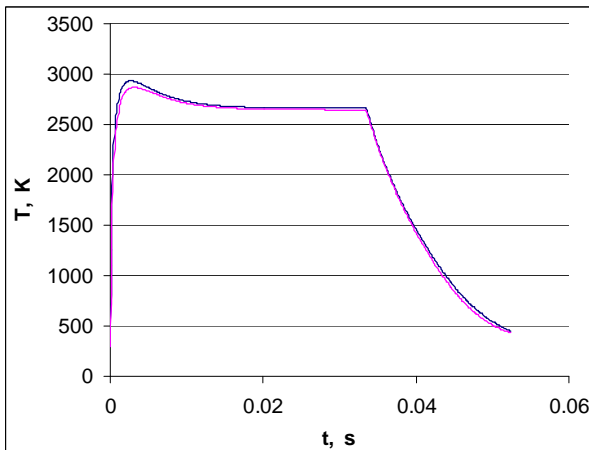
Текущата стойност на температурата в камерата се изчислява чрез израза:

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

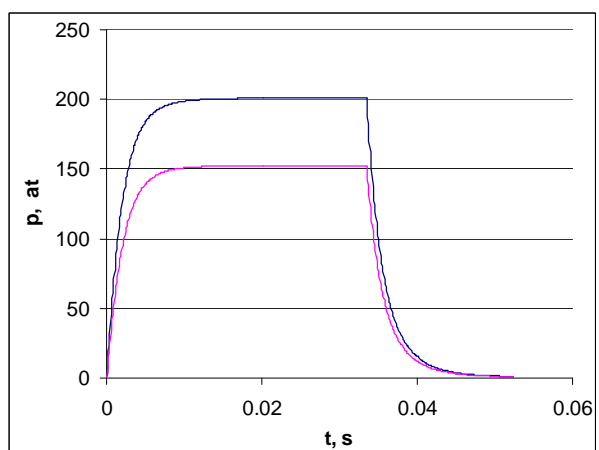
За изчисляване на текущата стойност на налягането се използва уравнението за състоянието във вида:

$$p = \frac{RMT}{V}.$$

На фигури 3.23, 3.24 и 3.25 са показани резултатите от числен експеримент проведе с уравнение (6). Кривите демонстрират изменението на параметрите по време на пусковия процес, установения режим и спирането на двигателя..



Фиг. 6. Изменение на температурата във функция от времето в горивната камера на ракетен двигател с течно гориво при различно подаване на гориво, във функция от времето.

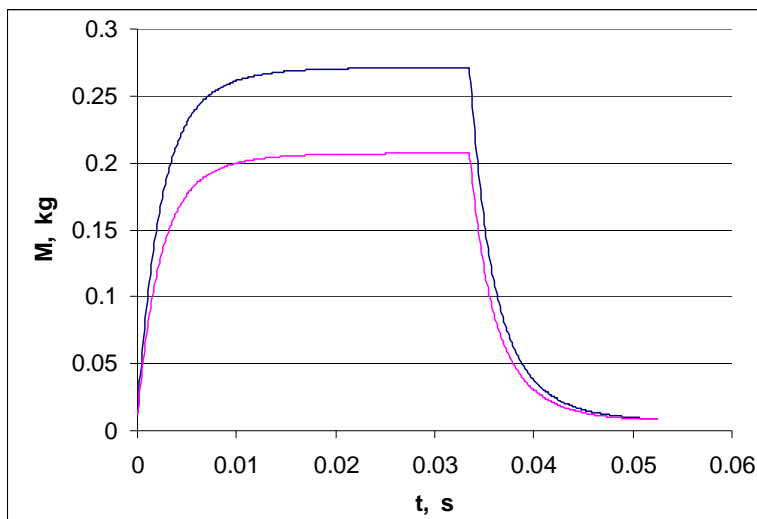


Фиг. 7. Изменение на налягането във функция от времето в горивната камера на ракетен двигател с течно гориво при различно подаване на гориво, във функция от времето.

На фиг. 6. е дадено изменението на средната температурата в камерата на ракетен двигател с течно гориво при различно подаване на гориво, във функция от времето.

На фиг. 7. е показано изменението на налягането в камерата на ракетен двигател с течно гориво при различно подаване на гориво, във функция от времето.

На фиг. 8. е показано изменението на масата на работното вещество в горивната камера на ракетен двигател с течно гориво във функция от времето.



Фиг. 8. Изменение на масата на работното вещество във функция от времето в горивната камера на ракетен двигател с течно гориво.

От показаните фигури може да се проследи логиката на процеса. За разлика от газотурбинния двигател, тук няма въздушен поток. Това обяснява нарастването на температурата, налягането и масата на работното вещество

в горивните камери. Поясената логика е достатъчно показателна за достоверността на уравнение (6). По-подробното моделиране на процесите в ракетния двигател с течно гориво не е цел на този труд.

ЛИТЕРАТУРА

- [1.] Петриченко Р. М., Батулин С. А., Исаков Ю. Н. и др.; Под общ. ред. Петриченко Р. М. Элементы системы автоматизированного проектирования ДВС - Л.: Машиностроение. Ленинград 1990. - 328 с.
- [2.] 199. **Dubbel-Taschenbuch fur den Maschinenbau** Achtzehente auflage Herausgegeben von: Wolfgang Beitz Karl-Heinz Kuttner. Berlin 1995
- [3.] Круглов М. Г., Меднов А. А. Газовая динамика комбинированных двигателей внутреннего сгорания – М.: Машиностроение 1988
- [4.] **Mutafchiev M.** New quasi-stationary thermodynamic approach in the internal ballistic and the internal combustion engines MEST Journal 2015
- [5.] **Мутафчиев М.** Новый квазистационарный термодинамический подход во внутренней баллистике и двигателях с внутреннего сгорания – испратена за публикуване в Журнал ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЕ Санкт Петербург 2015

MATHEMATICAL MODELING WORKFLOW ASSEMBLY IN COMBUSTION ENGINES

Marian N. Mutafchiev
Marian_mutafchiev@abv.bg

*Todor Kableshkov University of Transport,
 158 Geo Milev Street., Sofia 1574,
 BULGARIA*

Key words: *steaming engines, gaz turbine engines, rocket engines.*

Abstract: *Presentation of a mathematical models of the working processes occurring in the assembly internal combustion engines*