

КВАЗИСТАЦИОНАРНАЯ МОДЕЛЬ ПРОЦЕССА, ПРОТЕКАЮЩЕГО В РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЯХ НА ЖИДКОМ ТОПЛИВЕ

К. т. н. Мариан Н. Мутафчиев

Высшая школа транспорта имени "Тодора Каблешкова"
Кафедра "Транспортная техника"
Ул. "Гео Милев" 158 София 1574, БОЛГАРИЯ

Abstract. *Chez first law of thermodynamics for open thermodynamic system with variable mass working substance is derived an equation for determining the temperature in the chamber of the rocket engine using liquid fuel. Presented is a simple method to determine the pressure thrust and specific impulse.*

Keywords: *rocket engines.*

По организации рабочего процесса ракетных двигателей на жидком топливе делятся в два класса – работающих на открытом цикле и на замкнутом цикле.

В камере ракетного двигателя на жидком топливе - рис.1 работающий на открытом цикле, топливо и окислитель поступают в жидком фазе, а компоненты находятся в определенном соотношении. Оба компонента переходят в газовую фазу, поглощая тепло из процесса сгорания в камере сгорания. Поглощенная теплота парообразования топлива и окислителя участвующие в сгорании было взята под внимание еще при определении специфическая теплота сгорания смеси компонентов. Например, удельная теплота сгорания керосина с жидким кислородом четыре или пять раз меньше, чем удельная теплота сгорания керосина с газообразным кислороде. Это означает, что в задняя часть камеры, где компоненты смешиваются в жидкой фазы, температура ниже и определяется температурами топлива и окислителя. Процесс сгорания развивается в передней части камеры так, чтобы максимальная температура получается, прежде сужение сопла. Для двигателей, работающих по замкнутом цикле испарения окислителя совершается через процесс сгорания которой осуществляется в объеме, расположенном за пределами основной камере называн газгенератор. Так в основной камере поступает смесь выхлопных газов и газифицированной окислитель с одной стороне и топливо с другой. Кроме вышесказанного следует отметить, что в этом типе тепловых двигателей на стационарном режиме входящего потока жидкофазных компонентов одинаков потоком отходящих газов. Это означает, что их энтальпии незя пренебреч. По отношение поступающий генераторны газ это не вызывает сомнения. Из рис.1 видно, что температура в камере не является равномерно распределенной по ее длине.

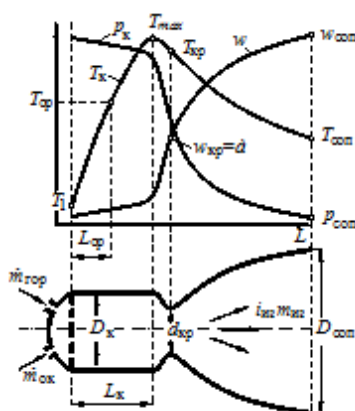


Рис.1

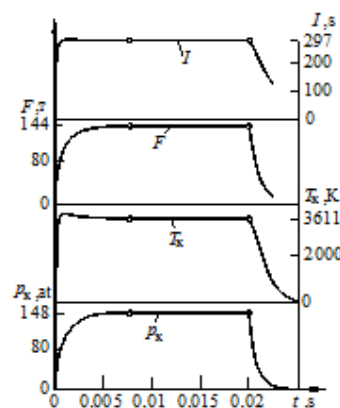


Рис.2

Температура на входе в камеру приблизительно можно считать равной температуре компонентов, в то время как температура на выходе практически равна максимальной

температуры в камере.

В этом случае, имея в виду, что объем камеры сгорания является постоянным, уравнение первого закона термодинамики переменной массы рабочего вещества, будет иметь следующий вид:

$$dQ + idm_{\Gamma} + idm_{\text{OK}} - idm_{\text{ИЗ}} = d(Mu) + dQ_w, \quad (1)$$

где dQ – элементарное подведенное количество теплоты выделено при сгорание топлива в камере и газгенераторе; idm_{Γ} – энтальпия поступающее топливо; Mu – внутренняя энергия рабочего вещества в камере; $idm_{\text{ИЗ}}$ – энтальпия отходящих газов; idm_{OK} – энтальпия поступающего окислителя; dQ_w – количество тепла удалено из рабочего вещества в результате теплообмена.

Уравнение (1) преобразуется с учетом эти зависимости:

$$dQ = H_u dm_{\Gamma}, \quad idm_{\Gamma} = c_p T_{\Gamma} dm_{\Gamma}, \quad idm_{\text{OK}} = c_p T_{\text{OK}} dm_{\text{OK}}, \quad idm_{\text{ИЗ}} = c_p T dm_{\text{ИЗ}}$$

где: H_u – удельная теплота сгорания топлива; dm_{Γ} – масса топлива поступающего в камеру двигателя в единицу времени; c_p – соответственно удельная теплоемкость поступающего топлива, поступающего окислителя, вытекающие газы при постоянным давлением; T_{Γ} – температура поступающее топливо.

Трябва да се уточни, че специфичните топлинни капациитети при постоянно налягане се отнасят за компонентите които са преминали в газова фаза а влиянието на топлината необходима за тяхното изпарение се отчита чрез специфичната топлина на изгаряне както беше пояснено по-горе.

Следует отметить, что удельная теплоемкость при постоянном давлении, относятся к компонентам, которые прошли в газообразную фазу и влияние тела необходимо для их испарение отчитывается через удельная теплота сгорания как было объяснено выше.

Для уравнения (1) получается:

$$H_u dm_{\Gamma} + c_p T_{\Gamma} dm_{\Gamma} + c_p T_{\text{OK}} dm_{\text{OK}} - c_p T dm_{\text{ИЗ}} = M du + u dM + dQ_w.$$

Учитывая, что удельная теплоемкость испарившихся компонентов и продуктов сгорания существенно не отличаются, вышеприведенное уравнение делится на $M c_v T$ и преобразуется

$$\frac{H_u dm_{\Gamma}}{c_v T M} + \frac{c_p T_{\Gamma} dm_{\Gamma}}{c_v T M} + \frac{c_p T_{\text{OK}} dm_{\text{OK}}}{c_v T M} - \frac{c_p T dm_{\text{ИЗ}}}{c_v T M} = \frac{M c_v dT}{c_v T M} + \frac{c_v T dM}{c_v T M} + \frac{dQ_w}{c_v T M},$$

следует:

$$dT = \frac{T}{M} \left[(k-1) \frac{H_u dm_{\Gamma}}{RT} + k \frac{T_{\Gamma} dm_{\Gamma}}{T} + k \frac{T_{\text{OK}} dm_{\text{OK}}}{T} - k dm_{\text{ИЗ}} - dM - (k-1) \frac{dQ_w}{RT} \right].$$

Имея в виду, что $dM = dm_{\Gamma} + dm_{\text{OK}} - dm_{\text{ИЗ}}$ из приведенного выше уравнения определяется разность температур:

$$dT = \frac{T}{M} \left[(k-1) \frac{H_u dm_{\Gamma}}{RT} + k \frac{T_{\Gamma} dm_{\Gamma}}{T} + k \frac{T_{\text{OK}} dm_{\text{OK}}}{T} - k dm_{\text{ИЗ}} - dm_{\Gamma} - dm_{\text{OK}} + dm_{\text{ИЗ}} - (k-1) \frac{dQ_w}{RT} \right]$$

Наконец получается:

$$dT = \frac{T}{M} \left[\frac{k-1}{RT} (H_u dm_{\Gamma} - dQ_w) + \left(k \frac{T_{\Gamma}}{T} - 1 \right) dm_{\Gamma} + \left(k \frac{T_{\text{OK}}}{T} - 1 \right) dm_{\text{OK}} - (k-1) dm_{\text{ИЗ}} \right] \quad (2)$$

Уравнение (2) представляет собой дифференциальное уравнение для определения изменения температуры в камере.

Текущее значение температуры в камере вычисляется по выражению:

$$T_i = T_{i-1} + (dT)_{i-1} \quad (3)$$

В приведенной выше формуле, на практике, определить среднюю температуру внутри камеры T_{CP} .

Чтобы вычислить текущее значение давления, используется уравнение состояния.

На этом этапе настоящего исследования нет необходимости специальное моделирование потери тепла, достаточно обычные средства для их определения.

Тепловые потери dQ_w представляют элементарную количество тепла которое удаляется через стенки камеры и определяется выражением:

$$dQ_w = \lambda \pi D_{\text{K}} L_{\text{K}} (T - T_w) \Delta t, \quad (4)$$

где: λ - коэффициент теплопередачи; D_{K} - внутренний диаметр камеры; L_{K} - длина камеры; T - текущая температура газов; T_w - температура окружающих стенок; Δt - временной интервал.

Коэффициент теплопередачи λ е определен, така че относительная дял на топлинните загуби в камерата да бъде около 7-8 %, от внесеного количество топлина като за разглежданите примери установен таким образом, что доля потерь тепла в камере, была вокруг 7-8% из подведеного количества тепла. Для рассматриваемых примеров $\lambda = 100000 \frac{J}{m^2 Ks}$, за НК-33 а за

РД-107 - $\lambda = 17000 \frac{J}{m^2 Ks}$.

Текущее значение массы рабочего тела в камере определяется выражением:

$$M_{ki} = M_{i-1} + dm_{\Gamma} + dm_{\text{OK}} - dm_{\text{ИЗ}}, \quad (5)$$

где: M_{i-1} - предыдущее значение.

Первое значение M_{K1} , определяется уравнением состояния с параметрами, установленными в камере во время непосредственно перед запуском двигателя.

Элементарное количество топлива, окислителя и выхлопные газы определяются соответственно выражениями:

$$dm_{\Gamma} = \dot{m}_{\Gamma} \Delta t, \quad dm_{\text{OK}} = \dot{m}_{\text{OK}} \Delta t, \quad dm_{\text{ИЗ}} = \dot{m}_{\text{ИЗ}} \Delta t, \quad (6)$$

где: \dot{m}_{Γ} расходе топлива в камере; Δt - расчетын интервал время; \dot{m}_{OK} расход поступающий в камере окислитель; $\dot{m}_{\text{ИЗ}}$ - дебить потока газов, выходящий из камеры за интервала время вычисления.

Расходы топлива \dot{m}_Γ и окислителя $\dot{m}_{\text{ОК}}$ должно быть известными или задаваться. Если известны суммарный дебит компонентов $\dot{m}_{\text{СУМ}}$ и отношение между ними $k_m = \frac{\dot{m}_{\text{ОК}}}{\dot{m}_\Gamma}$, то дебиты топлива и окислителя могут быть определены через эти очевидные зависимости:

$$\begin{cases} k_m = \frac{\dot{m}_{\text{ОК}}}{\dot{m}_\Gamma} \\ \dot{m}_\Gamma + \dot{m}_{\text{ОК}} = \dot{m}_{\text{СУМ}} \end{cases}, \quad \dot{m}_\Gamma = \frac{\dot{m}_{\text{СУМ}}}{k_m + 1} \quad (7) \quad \text{и} \quad \dot{m}_{\text{ОК}} = \dot{m}_\Gamma k_m. \quad (7)$$

При стационарном течении через сопло, в это меньшее сечение устанавливается локальная скорость звука. Это означает, что дебит из выходящих газов может быть определен выражением:

$$\dot{m}_{\text{ИЗ}} = a f_{\text{КР}} \rho_{\text{К}} \xi_{\text{КР}} \quad (8)$$

где: a - скорость звука в критическом сечении сопла; $f_{\text{КР}}$ - площадь наименьшего сечения сопла; $\rho_{\text{К}}$ - плотность газа в камере; $\xi_{\text{КР}}$ - коэффициент потери трения и деформации струи в сопле.

Поскольку температура в критическом сечении сопла меньше, чем температура, которая получается в зоне камеры сгорания, скорость звука может быть определена путем выражения:

$$a = \sqrt{kRT_{\text{СР}}} \quad (9)$$

Плотность газа определяется выражением:

$$\rho_{\text{К}} = \frac{M_{\text{К}}}{V_{\text{К}}} \quad (10)$$

Основное уравнение с которого определялось изменение температуры (2), было выведено при условии квазистационарности которое означает, что предполагалось равномерное распределение параметров по обеим камерам сгорания. Из рис.1 видно, что это не тот случай, но с другой стороны температура растет почти линейно. Это делает возможным, чтобы определить максимальную температуру в конце камеры сгорания путем линейной интерполяции следующим путем:

$$\frac{L_{\text{СР}}}{L_{\text{К}}} = \frac{T_{\text{СР}} - T_1}{T_{\text{МАХ}} - T_1}.$$

Для максимальной температуры получается:

$$T_{\text{МАХ}} = \frac{L_{\text{К}}}{L_{\text{СР}}} (T_{\text{СР}} - T_1) + T_1 \quad (11)$$

где: T_1 - температура в начале камеры сгорания.

Значение температуры в задней части камеры T_1 , определяется в зависимости от типа двигателя. При для двигателей, работающих по открытому циклу окислитель не испаряется до камеры а подается в двигателя с температуры не много больше чем температура в бак. Для жидкий кислород принимается, что это температура на входе двигателя $T_{\text{ОК}} = 100 \text{ К}$. Топливо в обе два двигателя используется для охлаждения корпуса и сопла при которого соблюдается то что это температура не поднималас до уровня коксообразования. У двигатели работающие по открытому циклу окислитель испаряется через процес сгорания в газгенераторе и вместе с

продукты сгорания проходят через лопаточной решетки турбины турбопомпеной агрегат с температуры о 800 К. Потом этого наступает расширение и уменьшение температуры, так что температуры окислителя на входе двигателя работающий по закромом цикле принимается $T_{ок}=600$ К. Для рассматриваемые примеров двигателя РД-107, которой работает по открытом циклом для температуры топливо принимается значение $T_f=500$ К, как и для температуры в начале камеры $T_1=500$ К. Соответственно для двигателя НК-33 который работает по закромом циклом для температуры топливо принимается $T_f=550$ К, а для температуры в начале камеры принимается $T_1=600$ К.

Така определенная по (11) температура вперед будет называна температура в камере двигателя – $T_k=T_{max}$.

После определенное таким образом температура в камере становится возможной точное определение давления в камере, принимая во внимание тот факт, что процесс горения производится в передней части камеры. В задней части камеры выполняется формирование смеси компонентов и процесс горения там нет температура низкая и определяется температурами самих компонентов. Другими словами, в определении давления должны быть приняты во внимание только часть объема, в котором фактический процесс сгорания развивается, т. е.:

$$p_k = \frac{M_k R T_k}{b V_k} \quad (12)$$

где: b е коэффициент, учитывающий объем камеры, при котором процесс сгорания совершается реально, для рассматриваемые примеры значения этого коэффициента изменяться в узком диапазоне - 0,725-0,75.

После определение температуру и давление в камере и скорости в наименьшей сечении сопла становится возможным определение максимальной скорости газов в максимальной сечения сопла.

$$w_{соп} = \sqrt{a^2 + 2 \frac{k}{k-1} R T_k \left[1 - \left(\frac{p_o}{p_k} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \quad (13)$$

Ускорение газов к их максимальной скорости происходит в расширяющаяся част сопла где газы расширяются примерно на 18-28 раз. С такой глубокой расширения в сопловом срезе получается незначительное давление примерно 0,6-0,4 ат, при которой немного увеличивается, тяги и должны быть взято под внимание.

Конечной целью методики является определение тяги и удельного импульса. Основным компонентом тяги является реакция протекающих газы при высокой скорости и определяется выражением:

$$F = w_{соп} \cdot \dot{m}_{из} \quad , N \quad (14)$$

где: $w_{соп}$, м/с е скорость газа в конце сопла (13); $\dot{m}_{из}$, кг/с - дебита газы (8).

Тяга получается в размерности "тон" с выражением:

$$F = F[N] \cdot 10000 \quad , T.$$

Удельный импульс определяется выражением:

$$I = \frac{F}{\dot{m}_{из}} \quad , m/s \quad (15)$$

где: F , теглителная сила (14); $\dot{m}_{из}$, кг/с - дебит газы (8).

За да се получи специфичния импулс с дименсия "секунда" трябва да се използва израз
 Чтобы получить импульса в размерность "секунды" следует использовать выражение:

$$I = \frac{F}{\dot{m}_{из} \cdot 10} \text{ ,s} \quad (16)$$

где: F , N - тягилелная сила (14); $\dot{m}_{из}$, kg/s - дебита газав (8).

На рисунке 2 показаны результаты численного эксперимента, проведенного с помощью уравнения (2) и представленная методика. Кривые показывают изменение основных параметров: давление p_k и температура T_k в камере, и основные показатели: тягилелная сила F и специфический импулс I , как функции времени. Из рисунке видно пусковой процес, стационарной режим и остонов двигателя.

Кривые и значения, показанные на рисунке 2 относятся для двигателя НК-33, который работает по замкнутому циклу. Были сделаны расчеты и для двигателя РД-107 который работает по открытому циклу. Этот двигатель имеет четыре основных камеры и двух управляющих. Получение кривы параметров, как основных така и управляющих камерых двигателя РД-107, эст тоже самой вид как видно из рис.2. Для проверки достоверности результатов с используются заводских данных [4,5], которое будет показат отдельно для обоих двигателей.

НК-33: При максимальной температуре в камере 3611 К, было определено расчетным путем максимального давления 148,2 at. Заводское значение 148,3 at при этом получается разница 0,038%. Для реактивная компонента тягилелная сила определена выражением (14) получается 143,76 т. При давлении на срезе сопла 0,55at., получается общее значение для тягилелная сила 153,55 т. Заводское значение 154 т. при этом получается разница 0,289%. Для удельного импульса определен выражением (16), получается 296,84 s. при дебит вытекающих газав 517,3 kg/s. Найденное заводское значение удельный импулс 297,23 s. при этом получается разница 0,131%.

РД-107: Максимальная температура в камере определенная представленной методологии, 3513 К, а заводское значение 3520 К, при което се получава разлика 0,2%. Определено по изчислителен път максимално налягане в камерата е 58,4 at. Заводската стойност е 58,5 at при этом получается разница 0,17%. Для реактивная компонента тягилелная сила одной камеры определенная выражением (14) получается 18,74 т. При давлении на срезе сопла 0,39 at., получается общее значение для тягилелная сила обе четири камери 81,46 т. Заводское значение 83 т.(исключая управляющие два двигателя) при этом получается разница 1,84%. Для удельного импульса определен выражением (15), получается 2568 m/s.(без статическим давлением на срезе сопла) при дебит вытекающих газав 73 kg/s. Найденное заводское значение удельный импулс 2508 m/s. при этом получается разница 2,35%.

Следует отметить, что заводские значения для тяги и удельного импульса двигателя РД-107 не было однозначно идентифицировано по источникам поиска, в отличие от двигателя НК-33.

В заключение можно сказать, что настоящее уравнение и методология имеют достаточно высокий уровень истинности и являются особенно подходящими для начальных стадий проектирования ракетных двигателей на жидком топливе.

ЛИТЕРАТУРА

1. Андриюшенко А. И. Основы технической термодинамики реальных процессов.-М.: Высш. шк., 1975. -264 с.
2. Алемасов В. Е., Дрегалин А. Ф., Тишин А. П. : Теория ракетных двигателей, Третье издание, Под ред. академик В. П. Глушко. - Москва: Машиностроение, 1980
3. 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.
4. <http://pre.de/sntk/NK-33/index.htm>
5. <http://www.npoenergomash.ru/dejatelnost/engines/rd107/>