

**ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ  
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ  
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ  
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА»  
(САМАРСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)**

**РАСЧЕТ ИДЕАЛЬНОГО ГАЗОВОГО ПОТОКА  
В КАМЕРЕ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ**

Самара 2016

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ  
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ  
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ  
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ  
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА»  
(САМАРСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)

РАСЧЕТ ИДЕАЛЬНОГО ГАЗОВОГО ПОТОКА  
В КАМЕРЕ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

*Составители: Бирюк В.В., Диденко А.А.,  
Угланов Д.А., Цыганов А.М.*

САМАРА  
Издательство Самарского университета  
2016

УДК 533.013 (075)

Составители: **Бирюк В.В., Диденко А.А., Угланов Д.А., Цыганов А.М.**

Рецензент: к.т.н., доцент Ш е л уд ь к о Л.П.

РАСЧЕТ ИДЕАЛЬНОГО ГАЗОВОГО ПОТОКА В КАМЕРЕ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ: метод. указания к курсовому проектированию / сост. Бирюк В.В., Диденко А.А., Угланов Д.А., Цыганов А.М.– Самара: Изд-во Самарского университета, 2016. -20 с.

УДК 533.013 (075)

© Самарский университет, 2017

## ОСНОВНЫЕ ПОЛОЖЕНИЯ

В курсовой работе выполняются расчеты идеального газового потока в камере ракетного двигателя, схема которой представлена на рис. 1.

Идеальный газовый поток поступает в камеру сгорания в виде струи, которая в начальном сечении камеры 0 имеет площадь живого сечения  $S_0$ . После входа в камеру сгорания струя газа внезапно расширяется и в некотором сечении 1 полностью и равномерно заполняет поперечное сечение камеры сгорания с площадью  $S_K$ . На участке от сечения 1 до конечного сечения камеры сгорания  $k$  газовый поток получает внешнюю теплоту, эквивалентную теплоте сгорания ракетного топлива.

Из камеры сгорания газовый поток поступает в сверхзвуковое сопло с начальным сечением  $k$ , узким (наименьшей площади) сечением  $y$ , выходным сечением  $a$ , площади которых равны  $S_K$ ,  $S_y$ ,  $S_a$ . Из сопла газ вытекает во внешнюю среду, давление в которой равно  $p_H$ .

## ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ ДЛЯ РАСЧЕТОВ

Для курсовой работы задаются значения следующих величин и параметров:

$k$  - отношение теплоемкости газа при постоянном давлении к его теплоемкости при постоянном объеме,

$R$  - удельная газовая постоянная,

$T_0^*$  и  $T_K^*$  - температуры торможения газового потока при втекании в камеру сгорания и в конце ее (перед соплом),

$p_0$  - давление в газовом потоке в сечении 0,

$\bar{S}_0$  - отношение площадей  $S_0 / S_K$ ,

$r_y$  - радиус узкого сечения сопла,

$\bar{r}_K$ ,  $\bar{r}_a$  - отношения радиусов камеры сгорания  $r_K$  и выходного сечения сопла

$r_a$  к радиусу  $r_y$ ,

$\bar{x}_a$  - отношение длины сверхзвуковой части сопла  $x_a$  к радиусу  $r_y$ ,

$\beta_y$  и  $\beta_a$  - полууглы раскрытия сверхзвуковой части сопла в узком и выходном сечениях сопла (углы между касательными к профилю сопла в этих сечениях и осью сопла).

### ДОПУЩЕНИЯ ДЛЯ РАСЧЕТОВ

Газ идеальный, невязкий. Течение газа в камере сплошное, одномерное, стационарное. Газовый поток между сечениями 0 и 1 энергоизолированный, между сечениями 1 и  $\kappa$  с получением внешней теплоты, течение газа по соплу энергоизолированное. Давление газа на внутреннем торце камеры сгорания в сечении 0 равно давлению в струе газа  $p_0$ . Скачок уплотнения в газовом потоке прямой и энергоизолированный. В живых сечениях газового потока расход газа одинаковый. Живые сечения считать плоскими сечениями, нормальными оси потока (оси камеры).

### РАССЧИТЫВАЕМЫЕ ВАРИАНТЫ ГАЗОВОГО ПОТОКА

В курсовой работе рассчитываются следующие варианты идеального газового потока в камере ракетного двигателя:

1. Газовый поток при сверхзвуковом расчетном истечении газа из сопла (при  $p_a = p_H$ ).
2. Газовый поток со скачком уплотнения в выходном сечении камеры (сопла).
3. Газовый поток со скачком уплотнения в сечении 5.
4. Газовый поток со скачком уплотнения в сечении 4.
5. Газовый поток с критическим состоянием газа в узком сечении сопла и последующем дозвуковом течении газа по соплу.

Каждому варианту газового потока соответствуют значения  $p_H$ , определяемые по результатам расчетов.

### ВЕЛИЧИНЫ И ПАРАМЕТРЫ ГАЗОВОГО ПОТОКА

По исходным данным и с учетом допущений определяются и рассчитываются для живых сечений газового потока 0, 1,  $\kappa$ , 2, 3,  $y$ , 4, 5,  $a$  каждого из вариантов потока следующие величины и параметры: радиус  $r$  и площадь  $S$  живых сечений; числа  $\lambda$ ,  $M$ ; значения газодинамических функций  $q(\lambda)$ ,  $\tau(\lambda)$ ,  $\pi(\lambda)$ ,  $\varepsilon(\lambda)$ ,  $f(\lambda)$ ;

температура торможения  $T^*$ , давление торможения  $p^*$ , плотность торможения  $\rho^*$  газового потока; температура  $T$ , давление  $p$  и плотность  $\rho$  газа в потоке; критическая скорость  $a_{KP}$ ; скорость звука в газе  $a$ ; скорость газового потока  $c$ ; расход газа  $G$ ; коэффициенты изменения давления торможения при внезапном расширении газового потока  $\sigma_{B,P}$ , при передаче потоку внешней теплоты  $\sigma_T$ , в прямом скачке уплотнения  $\sigma_{II}$ ; давление во внешней среде  $p_H$ ; импульс газового потока  $\Phi$ ; силы воздействия газового потока на камеру сгорания  $P_{0-K}$ , на дозвуковую часть сопла  $P_{K-y}$ , на сверхзвуковую часть сопла  $P_{y-a}$ , на камеру в целом  $P_{0-a}$ ; внутренняя тяга камеры  $P_{ВНУТР}$ , наружная составляющая тяги камеры  $P_{НАР}$ , тяга камеры  $P$ .

## ПОСТРОЕНИЕ ПРОФИЛЯ КАМЕРЫ

Подсчитываются значения длины камеры сгорания  $x_K = 2 \cdot r_y$ , длины дозвуковой части сопла  $x_y = r_y \cdot \sqrt{r_K \cdot (9,25 - \bar{r}_K) - 8,25}$ , длины сверхзвуковой части сопла  $x_a = \bar{x}_a \cdot r_y$ , радиуса камеры сгорания  $r_K = \bar{r}_K \cdot r_y$ , радиуса газового потока при входе в камеру сгорания  $r_0 = r_K \sqrt{S_0}$ , радиуса выходного сечения сопла  $r_a = \bar{r}_a \cdot r_y$ .

Профиль камеры строится в соответствии с рис. 1 в стандартном масштабе и с указанием размеров в мм.

Профиль дозвуковой части сопла образуется сопряженными дугами двух окружностей с радиусами  $1,625 r_y$  и  $2 r_y$ . Профиль сверхзвуковой части сопла строится как квадратичная парабола, которая является внутренней огибающей линией для прямых отрезков, соединяющих соответственные точки деления отрезков  $y-y$  и  $a-a$  на 8 равных частей каждый.

По профилю камеры определяются радиусы промежуточных расчетных сечений  $r_2, r_3, r_4, r_5$  в мм.

## РЕКОМЕНДАЦИИ ПО ВЫПОЛНЕНИЮ РАСЧЕТОВ

Расчеты могут выполняться с применением калькулятора или на ПК. В последнем случае расчеты удобно выполнять в среде математического пакета программ MathCAD.

Перед выполнением расчетов с применением калькулятора предварительно необходимо заготовить таблицы 1-4 результатов расчетов, примеры которых даются в приложениях. Заполнять эти таблицы следует по мере получения численных значений и сначала мягким карандашом.

Численные значения всех рассчитываемых величин и параметров нужно получать и записывать в таблицы обязательно пятью верными цифрами, включая в их число и нули в начале тех численных значений, которые получаются меньше единицы.

Необходимые для расчетов формулы и уравнения даются в приложениях. Вывод и анализ формул и уравнений рассматриваются на лекциях и в учебной литературе. Некоторые из расчетных формул потребуются получать самостоятельно.

При использовании пакета MathCAD газодинамические функции могут быть запрограммированы заранее в виде функций пользователя, что позволяет их применять в любой части программы при любых начальных и входных данных.

Расчеты нужно начинать с определения и вычисления значений для таблицы 1 в следующем порядке:

1. Определить и рассчитать значения всех величин и параметров для сечения  $k$ , за исключением значений  $p^*$ ,  $p$ ,  $\rho^*$ ,  $\rho$ ,  $G$ ,  $\rho c S$ . Начать следует с вычисления значения  $q_k = q(\lambda_k) = S_v / S_k$  и определения соответствующего значения  $\lambda_k < 1$ , что проще всего сделать подбором значения  $\lambda$  по формуле газодинамической функции  $q(\lambda)$ .

При использовании пакета MathCAD величина  $\lambda$  легко определяется, например, из решения нелинейного уравнения:

$$F(k, \lambda) = \left( \frac{k+1}{2} \right)^{1/(k-1)} \cdot \lambda \cdot \left( 1 - \frac{k-1}{k+1} \cdot \lambda^2 \right)^{1/(k-1)} - q_k = 0$$

с применением встроенной функции этого пакета  $root(\dots, \dots, \dots, \dots)$ :

$$\lambda_k = root(F(k, \lambda), \lambda, 0, 1),$$

в которой по порядку стоят следующие параметры:  $F(k, \lambda)$  - вспомогательная функция, задающая однородное уравнение,  $\lambda$  - неизвестная, относительно которой

решается уравнение, числа 0 и 1 – определяют диапазон возможных значений решения, в данном случае определяется величина  $\lambda$  для дозвуковой области течения.

2. Определить и рассчитать значения всех величин и параметров для сечения 0. Начать следует с подсчета значения  $(a_{кр})_0$  и вычисления  $\lambda_0 < \lambda_k$  по формуле, представляющей собой преобразованное уравнение количества движения для газа, находящегося в камере сгорания между сечениями 0 и  $k$ . При вычислении  $\lambda_0$  значение  $\tau(\lambda_0)$  берется равным единице в первом приближении и уточняется во втором-третьем приближениях по формуле газодинамической функции  $\tau(\lambda)$ .

При отыскании  $\lambda_0$  средствами MathCAD преобразованное уравнение количества движения решается аналогично предыдущему пункту.

Внимание: подсчет значения  $G_0$  и значения  $G$  во всех других случаях производить по формуле расхода, выраженной через параметры торможения газового потока.

3. Вычислить значение  $p_k$  по формуле, представляющей собой преобразованное уравнение неразрывности для живых сечений 0 и  $k$  газового потока в сечении  $k$ .

4. Определить и рассчитать значения всех величин и параметров для сечения 1 по аналогии с расчетами по пунктам 2, 3.

5. Определить и рассчитать значения всех величин и параметров для всех сечений от сечения 2 до сечения  $a$ . Начать следует с подсчета значений  $q(\lambda) = S_y/S$  и подбора соответствующих значений  $\lambda$ . Нужно иметь в виду, что в сечениях 2, 3 должно быть  $\lambda < 1$ , в сечении  $y$   $\lambda = 1$ , в сечениях 4, 5,  $a$  должно быть  $\lambda > 1$ .

6. Для варианта 2 необходимо определить и рассчитать все величины и параметры газового потока в сечении  $a_{за}$  непосредственно за скачком уплотнения, которое практически совмещается с сечением  $a$  непосредственно перед скачком уплотнения. Начать следует с подсчета значения  $(\lambda_a)_{за} = 1/\lambda_a$  и соответствующего значения  $q(\lambda_a)_{за}$ , а в дальнейшем нужно иметь в виду, что в прямом скачке уплотнения  $T^*$  не изменяется,  $p^*$  и  $\rho^*$  скачкообразно уменьшаются.

Определение и вычисление значений для таблицы 2 можно выполнять в следующем порядке:

1. Выписать из таблицы 1 значения всех величин и параметров для сечений 5, 4, у в таблицу 2.
2. Определить и рассчитать значения всех величин и параметров для сечений  $5_{за}$ ,  $4_{за}$  по аналогии с расчетами сечения  $a_{за}$  в таблице 1.
3. Определить и рассчитать значения всех величин и параметров для оставшихся сечений таблицы 2, начиная с подсчета значений  $q(\lambda) = q(\lambda)_{за} S_{за} / S$  (для вариантов 3, 4) или  $q(\lambda) = S_y / S$  (для варианта 5) и подбора соответствующих значений  $\lambda < 1$ .

Определение и вычисление значений для таблиц 3, 4 могут выполняться в следующем порядке:

1. Значения  $\lambda$ ,  $p^*$ ,  $S$  в таблицу 3 переписать из таблиц 1, 2.
2. Подсчитать значения  $f$ ,  $\Phi$  для таблицы 3 и значения всех величин для таблицы 4.
4. Определить значения  $p_H$  из условия, что в любом дозвуковом потоке при истечении во внешнюю среду давление равно  $p_H$ .

## ПОСТРОЕНИЕ РАСЧЕТНЫХ ЗАВИСИМОСТЕЙ

Выполняется по результатам расчетов (таблицы 1-4) в форме графиков, представленных на рис.2-7. Масштабы по осям координат для всех графиков должны быть обязательно стандартными.

## ОТЧЕТ ПО КУРСОВОЙ РАБОТЕ

Оформляется в соответствии с требованиями, предъявляемыми к учебным отчетам. В отчете должны быть численные значения исходных данных, допущения для расчетов, порядок расчетов каждого из вариантов газового потока с расчетными формулами и уравнениями, результаты расчетов (таблицы 1-4), графики расчетных зависимостей (рисунки 2-7).

## ПРИЛОЖЕНИЯ

Даны ниже и содержат формулы и уравнения, необходимые для расчетов, примеры таблиц результатов расчетов (таблицы 1-4), схему построения профиля камеры (рис. 1), примеры графиков расчетных зависимостей (рис. 2-7).

## СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

1. А б р а м о в и ч Г.Н. Прикладная газовая динамика, 5-е издание. Часть I. –М.: Наука, 1991. -597 с. 4-е издание. –М.: Наука, 1976. -888 с.
2. С е р г е л ь О.С. Прикладная гидрогазодинамика. –М.: Машиностроение, 1981. -374 с.

## ПРИЛОЖЕНИЕ

### ОПРЕДЕЛЕНИЕ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ФУНКЦИЙ

$$\lambda = \frac{c}{a_{KP}}, \quad a_{KP} = \sqrt{2 \cdot \frac{k}{k+1} \cdot RT^*}, \quad M = \frac{c}{a}, \quad a = \sqrt{kRT},$$

$$\tau = \frac{T}{T^*}, \quad \pi = \frac{p}{p^*} = \left(\frac{T}{T^*}\right)^{k/(k-1)}, \quad \varepsilon = \frac{\rho}{\rho^*} = \left(\frac{T}{T^*}\right)^{1/(k-1)},$$

$$q = \frac{\rho c}{(\rho c)_{KP}} = \frac{\rho}{\rho^*} \frac{\rho^*}{\rho_{KP}} \frac{c}{a_{KP}} = \frac{\varepsilon}{\varepsilon_{KP}} \lambda,$$

$$f = \frac{Gc + pS}{p^*S} = (1 + \lambda^2) \cdot \varepsilon$$

### ФОРМУЛЫ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ФУНКЦИЙ

$$\tau(\lambda) = 1 - \frac{k-1}{k+1} \cdot \lambda^2, \quad \pi(\lambda) = \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \cdot \lambda^2\right)^{k/(k-1)}, \quad \varepsilon(\lambda) = \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \cdot \lambda^2\right)^{1/(k-1)},$$

$$q(\lambda) = \left(\frac{k+1}{2}\right)^{1/(k-1)} \cdot \lambda \cdot \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \cdot \lambda^2\right)^{1/(k-1)}$$

$$f(\lambda) = (1 + \lambda^2) \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \cdot \lambda^2\right)^{1/(k-1)}$$

$$M = \lambda \cdot \sqrt{\frac{2}{k+1}} / \sqrt{1 - \frac{k-1}{k+1} \cdot \lambda^2}$$

$$\lambda_{KP} = 1, \quad q_{KP} = 1, \quad M_{KP} = 1,$$

$$\tau_{KP} = \frac{2}{k+1}, \quad \pi_{KP} = \left(\frac{2}{k+1}\right)^{k/(k-1)}, \quad \varepsilon_{KP} = \left(\frac{2}{k+1}\right)^{1/(k-1)},$$

$$f_{KP} = 2 \cdot \left(\frac{2}{k+1}\right)^{1/(k-1)}$$

ФОРМУЛЫ ПАРАМЕТРОВ ГАЗА  
И ОДНОМЕРНОГО ГАЗОВОГО ПОТОКА

$$T^* = T + \frac{k-1}{kR} \frac{c^2}{2} = \frac{T}{\tau}, \quad T = T^* - \frac{k-1}{kR} \frac{c^2}{2} = \tau T^*$$

$$p^* = p \left( \frac{T^*}{T} \right)^{k/(k-1)} = \frac{p}{\pi}, \quad p = p^* \left( \frac{T}{T^*} \right)^{k/(k-1)} = \pi p^*$$

$$\rho^* = \rho \left( \frac{T^*}{T} \right)^{1/(k-1)} = \frac{\rho}{\varepsilon}, \quad \rho = \rho^* \left( \frac{T}{T^*} \right)^{1/(k-1)} = \varepsilon \rho^*$$

$$\frac{p}{\rho} = RT, \quad \frac{p^*}{\rho^*} = RT^*, \quad \frac{\pi}{\varepsilon} = \tau,$$

$$c = \sqrt{2 \frac{k}{k-1} RT^* \left[ 1 - \left( \frac{p}{p^*} \right)^{(k-1)/k} \right]} = \lambda a_{kp} = Ma,$$

$$G = \rho c S = m_G \cdot \frac{p^* S}{\sqrt{T^*}} \cdot q(\lambda), \quad m_G = \sqrt{\left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}} \cdot \frac{k}{R}}$$

$$\Phi = Gc + pS = p^* S f(\lambda).$$

УРАВНЕНИЯ ДЛЯ ОДНОМЕРНОГО ГАЗОВОГО ПОТОКА

Живое сечение  $j$  располагается за живым сечением  $i$  по потоку.

УРАВНЕНИЕ НЕРАЗРЫВНОСТИ

$$G_j = G_i, \text{ или } \rho_j c_j S_j = \rho_i c_i S_i$$

УРАВНЕНИЕ ЭНЕРГИИ

$$T_j^* - T_i^* = \frac{k-1}{kR} q_H - \frac{k-1}{kR} l_T,$$

где:  $q_H$  - удельная внешняя теплота, получаемая газовым потоком,  $l_T$  - удельная внешняя техническая работа, совершаемая (отдаваемая) газовым потоком.

## УРАВНЕНИЕ КОЛИЧЕСТВА ДВИЖЕНИЯ

$$G(\vec{c}_j - \vec{c}_i) = p_i S_i \vec{n}_i + (\vec{P}_{нов})_{i-j} - p_j S_j \vec{n}_j ,$$

или

$$\Phi_j \vec{n}_j - \Phi_i \vec{n}_i = (\vec{P}_{нов})_{i-j} ,$$

где:  $\vec{n}_i, \vec{n}_j$  - единичные векторы, направленные по потоку и нормальные живым сечениям  $i$  и  $j$ ,  $(\vec{P}_{нов})_{i-j}$  - главный вектор всех внешних поверхностных сил, действующих на газ в потоке на участке между сечениями  $i$  и  $j$ . В курсовой работе значения  $(\vec{P}_{нов})_{i-j}$  в проекциях на ось потока (камеры) определяются равенствами  $(\vec{P}_{нов})_{0-\kappa} = p_0(S_\kappa - S_0)$  на участке  $0-\kappa$  и  $(\vec{P}_{нов})_{1-\kappa} = 0$  на участке  $1-\kappa$ .

Уравнение неразрывности и уравнение количества движения, преобразованные для вычисления значений  $\lambda_0, p_\kappa, \lambda_1, p_1$  получаются в следующем виде:

$$p_j = p_i c_i \vec{S}_i T_j / (T_i c_j) ,$$

$$\lambda_i^2 - \sqrt{\frac{T_j^*}{T_i^*}} \cdot \left\{ \lambda_j + \frac{k+1}{2k} \cdot \frac{\tau(\lambda_j)}{\lambda_j} \right\} \cdot \lambda_i + \frac{k+1}{2k} \cdot \frac{\tau(\lambda_i)}{\vec{S}_i} = 0$$

Студентам рекомендуется выполнить самостоятельно преобразования уравнений неразрывности и количества движения.

## КОЭФФИЦИЕНТЫ ИЗМЕНЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ ТОРМОЖЕНИЯ

$\sigma_{i-j} = p_j^* / p_i^*$  для газового потока на участке  $i-j$ , в курсовой работе  $\sigma_{0-1} = \sigma_{в.р}$ ,  $\sigma_{1-\kappa} = \sigma_T$ ,  $\sigma_{\kappa-y} = 1$ .

$$\sigma_{II} = \frac{p_{3a}^*}{p^*} = \frac{q(\lambda)}{(q(\lambda))_{3a}} = \lambda^2 \cdot \left( 1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda^2 \right)^{\frac{1}{k-1}} / \left( 1 - \frac{k-1}{k+1} \cdot \frac{1}{\lambda^2} \right)^{\frac{1}{k-1}} ,$$

где значения  $p^*, q(\lambda), \lambda$  соответствуют состоянию газового потока непосредственно перед скачком уплотнения.

## СИЛЫ ВОЗДЕЙСТВИЯ ПОТОКА НА КАМЕРУ И ТЯГА КАМЕРЫ

$$P_{\text{внутр}} = Gc_a + p_a S_a \quad \text{или} \quad P_{\text{внутр}} = \Phi_a ,$$

$$P_{\text{нар}} = - p_H S_a ,$$

$$P = P_{\text{внутр}} + P_{\text{нар}}$$

## ПРИЛОЖЕНИЕ 2

Таблица 1. Результаты расчета параметров газового потока, варианты 1, 2

Варианты	1 - 5						1 - 4	1 - 3	1 - 2	2
Сечения	0	1	к	2	3	у	4	5	а	а <sub>за</sub>
$r$ , мм	25,456	36	36	27,0	20,9	20	26,7	37,1	44,6	44,6
$S$ , мм <sup>2</sup>	2035,8	4071,5	4071,5	2290,2	1372,3	1256,6	2239,6	4324,1	6249,1	6249,1
$q(\lambda)$	0,1933	0,0969	0,3086	0,5487	0,9157	1,0	0,5611	0,2906	0,2011	0,6791
$\lambda$	0,1215	0,0606	0,1960	0,3634	0,7295	1,0	1,7183	2,0179	2,1376	0,4678
$\tau(\lambda)$	0,9984	0,9996	0,9957	0,9853	0,9409	0,8889	0,6719	0,5476	0,4923	0,9757
$\pi(\lambda)$	0,9918	0,998	0,9788	0,9288	0,7373	0,5549	0,137	0,0492	0,0279	0,8842
$\varepsilon(\lambda)$	0,9935	0,9984	0,9830	0,9426	0,7836	0,6243	0,2039	0,0899	0,0587	0,9062
$M$	0,1146	0,0571	0,1852	0,3452	0,7091	1,0	1,9763	2,5710	2,8723	0,4465
$T^*$ , К	300	300	2936	2936	2936	2936	2936	2936	2936	2936
$T$ , К	299,52	299,88	2923,4	2892,8	2762,5	2609,8	1972,7	1607,8	1445,4	2864,7
$p^*$ , МПа	10,083	10,061	9,8747	9,8747	9,8747	9,8747	9,8747	9,8747	9,8747	2,9242
$p$ , МПа	10,0	10,041	9,6654	9,1716	7,2806	5,4795	1,3528	0,4858	0,2755	2,5856
$\rho^*$ , кг/м <sup>3</sup>	117,44	114,19	11,452	11,452	11,452	11,452	11,452	11,452	11,452	3,3912
$\rho$ , кг/м <sup>3</sup>	113,70	114,01	11,257	10,795	8,9738	7,1495	2,3351	1,0295	0,6722	3,0731
$a_{кр}$ , м/с	312,89	312,89	978,83	978,83	978,83	978,83	978,83	978,83	978,83	978,83
$\lambda a_{кр}$ , м/с	38,016	18,961	191,85	355,71	714,06	978,83	1681,9	1975,2	2092,3	457,9
$a$ , м/с	331,6	331,8	1036,0	1030,5	1007,1	978,84	851,02	768,29	728,45	1025,5
$Ma$ , м/с	38,001	18,946	191,87	355,73	714,13	978,84	1681,9	1975,3	2092,3	457,89
$G$ , кг/с	8,7953	8,7999	8,7926	8,7938	8,7936	8,7935	8,7938	8,7934	8,7942	8,7943
$\rho c S$ , кг/с	8,7961	8,7946	8,7930	8,7946	8,7943	8,7940	8,7958	8,7934	8,7890	8,7934

Таблица 2. Результаты расчета параметров газового потока, варианты 3, 4, 5

Варианты	1 - 3	3		1 - 4	4			1 - 5	5		
Сечения	5	$S_{за}$	а	4	$4_{за}$	5	а	у	4	5	а
$r$ , мм	37,1	37,1	44,6	26,7	26,7	37,1	44,6	20	26,7	37,1	44,6
$S$ , мм <sup>2</sup>	4324,1	4324,1	6249,1	2239,6	2239,6	4324,1	6249,1	1256,6	2239,6	4324,1	6249,1
$q(\lambda)$	0,2906	0,7107	0,4918	0,5611	0,7996	0,4141	0,2866	1,0	0,5611	0,2906	0,2011
$\lambda$	2,0179	0,4956	0,3216	1,7183	0,5820	0,2669	0,1816	1,0	0,3728	0,1842	0,1264
$\tau(\lambda)$	0,5476	0,9727	0,9885	0,6719	0,9624	0,9921	0,9963	0,8889	0,9846	0,9962	0,9982
$\pi(\lambda)$	0,0492	0,8708	0,9438	0,137	0,8255	0,9610	0,9818	0,5549	0,9251	0,9813	0,9912
$\varepsilon(\lambda)$	0,0899	0,8952	0,9548	0,2039	0,8577	0,9687	0,9854	0,6243	0,9396	0,9850	0,9929
$M$	2,5710	0,4738	0,3050	1,9763	0,5593	0,2526	0,1715	1,0	0,3542	0,1740	0,1193
$T^*$ , К	2936	2936	2936	2936	2936	2936	2936	2936	2936	2936	2936
$T$ , К	1607,8	2855,8	2902,2	1972,7	2825,6	2912,8	2925,1	2609,8	2890,8	2924,8	2930,7
$p^*$ , МПа	9,8747	4,0377	4,0377	9,8747	6,9293	6,9293	6,9293	9,8747	9,8747	9,8747	9,8747
$p$ , МПа	0,4858	3,5160	3,8108	1,3528	5,7201	6,6591	6,8032	5,4795	9,1351	9,6900	9,7878
$\rho^*$ , кг/м <sup>3</sup>	11,452	4,6826	4,6826	11,452	8,0362	8,0362	8,0362	11,452	11,452	11,452	11,452
$\rho$ , кг/м <sup>3</sup>	1,0295	4,1920	4,4710	2,3351	6,8926	7,7847	7,9189	7,1495	10,760	11,280	11,371
$a_{кр}$ , м/с	978,83	978,83	978,83	978,83	978,83	978,83	978,83	978,83	978,83	978,83	978,83
$\lambda a_{кр}$ , м/с	1975,2	485,11	314,79	1681,9	569,68	261,25	177,76	978,83	364,91	180,30	123,72
$a$ , м/с	768,29	1023,9	1032,2	851,02	1018,5	1034,1	1036,3	978,84	1030,2	1036,2	1037,3

Продолжение Таблицы 2

Сечения	5	5 <sub>за</sub>	a	4	4 <sub>за</sub>	5	a	y	4	5	a
Ma, м/с	1975,3	485,12	314,82	1681,9	569,65	261,21	177,73	978,84	364,90	180,30	123,75
G, кг/с	8,7934	8,7934	8,7939	8,7938	8,7938	8,7929	8,7948	8,7935	8,7938	8,7934	8,7942
ρсS, кг/с	8,7934	8,7936	8,796	8,7958	8,7935	8,7928	8,7951	8,7940	8,7934	8,7943	8,7935

Таблица 3. Результаты расчета импульсов газового потока

Варианты	1 - 5	1 - 5	1 - 5	1	2	3	4	5
Сечения	0	к	y	a	a	a	a	a
λ	0,1215	0,1960	1,0	2,1376	0,4678	0,3216	0,1816	0,1264
p*, МПа	10,083	9,8747	9,8747	9,8747	2,9242	4,0377	6,9293	9,8747
S, мм <sup>2</sup>	2035,8	4071,5	1256,6	6249,1	6249,1	6249,1	6249,1	6249,1
f	1,0081	1,0208	1,2486	0,3271	1,1045	1,0536	1,0179	1,0088
Φ, кН	20,693	41,041	15,493	20,185	20,183	26,584	44,077	62,251

Таблица 4. Результаты расчета сил и тяги

Варианты	1	2	3	4	5
σ <sub>в.р</sub>	0,9978	0,9978	0,9978	0,9978	0,9978
σ <sub>T</sub>	0,9815	0,9815	0,9815	0,9815	0,9815
σ <sub>П</sub>	-	0,2961	0,4089	0,7017	1,0
p <sub>H</sub> , МПа	0,2755	2,5856	3,8108	6,8032	9,7878
P <sub>0-к</sub> , кН	20,348	20,348	20,348	20,348	20,348
P <sub>к-y</sub> , кН	- 25,548	- 25,548	- 25,548	- 25,548	- 25,548
P <sub>y-a</sub> , кН	4,692	4,690	11,091	28,584	46,758
P <sub>0-a</sub> , кН	- 0,508	- 0,510	5,891	23,384	41,558
P <sub>внутр</sub> , кН	20,185	20,183	26,584	44,077	62,251
P <sub>нар</sub> , кН	- 1,722	- 16,158	- 23,814	- 42,514	- 61,165
P, кН	18,463	4,025	2,770	1,563	1,086

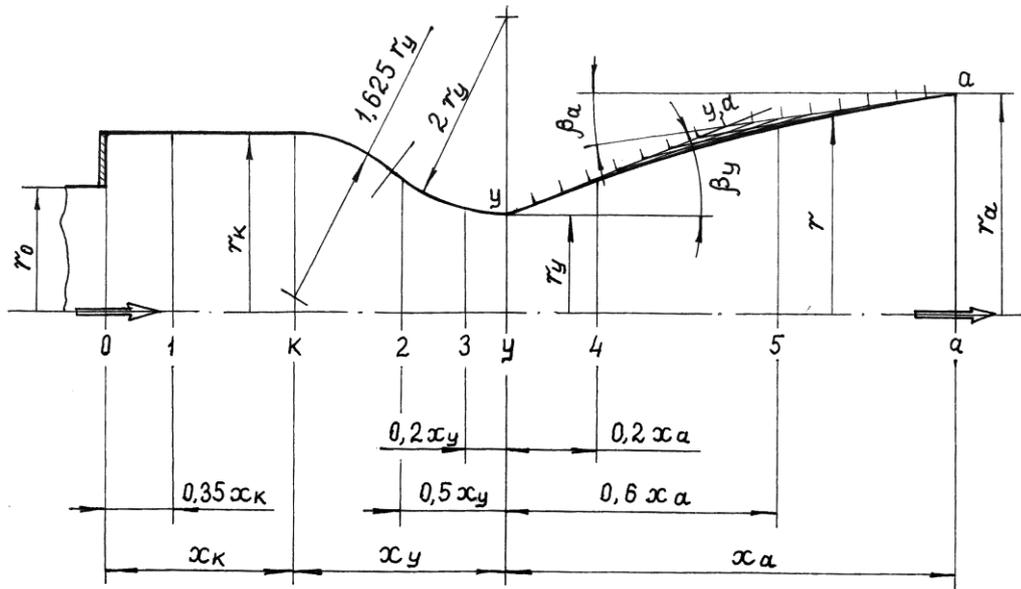


Рисунок 1 - Схема камеры ракетного двигателя

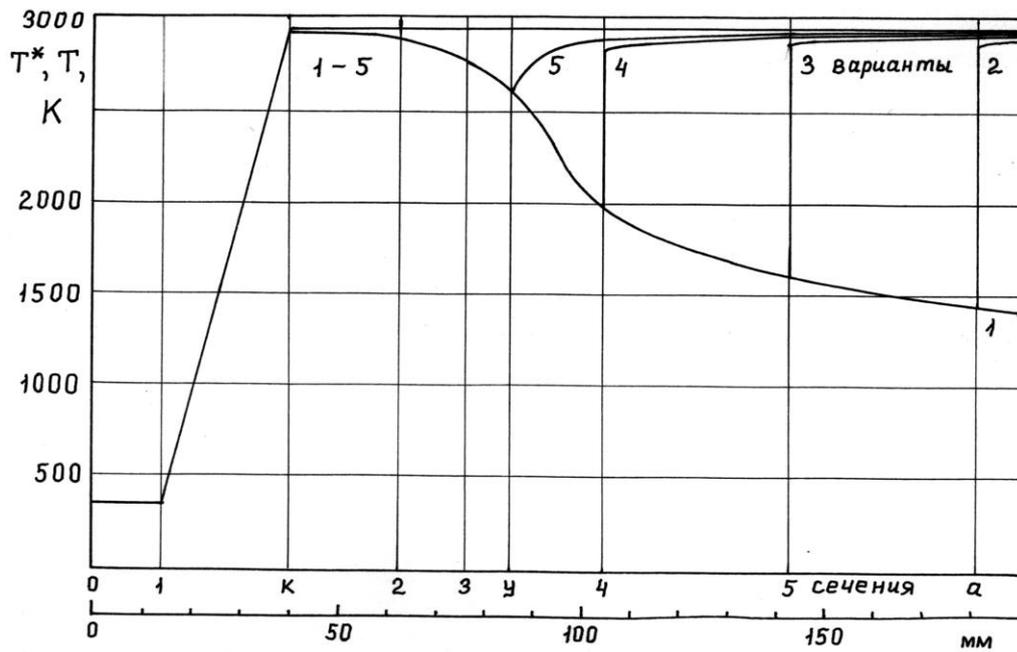


Рисунок 2 - Изменение температуры газа по длине камеры ракетного двигателя

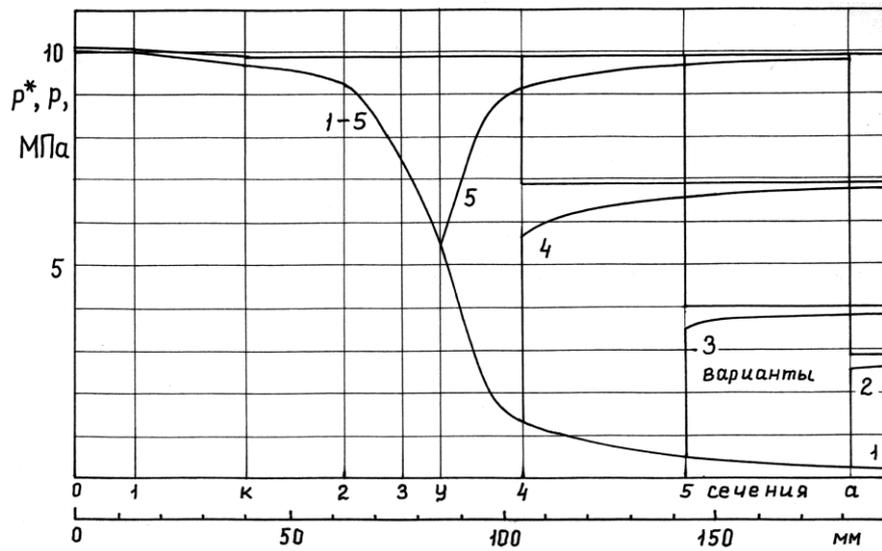


Рисунок 3 - Изменение давления газа по длине камеры ракетного двигателя

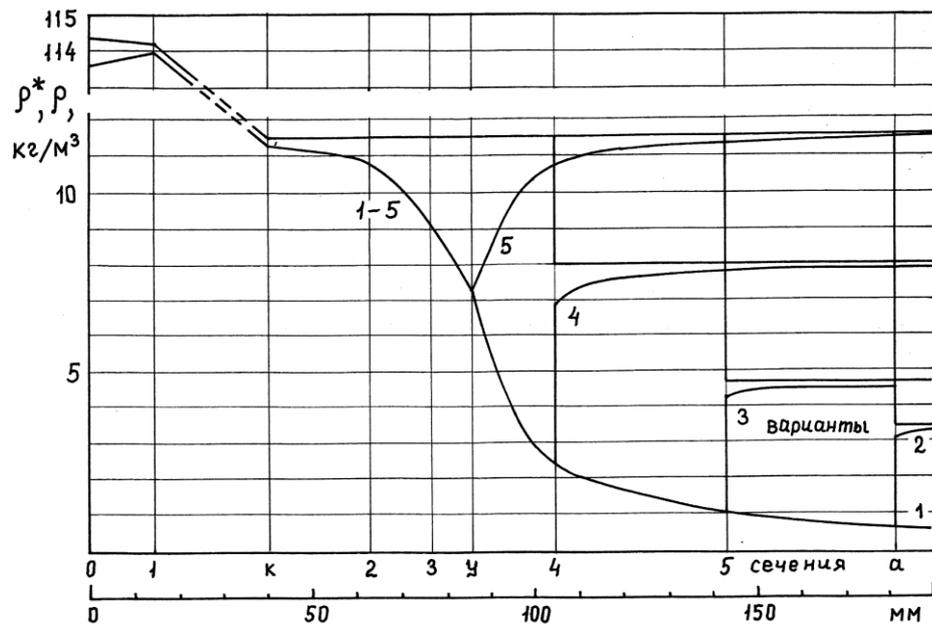


Рисунок 4 - Изменение плотности газа по длине камеры ракетного двигателя

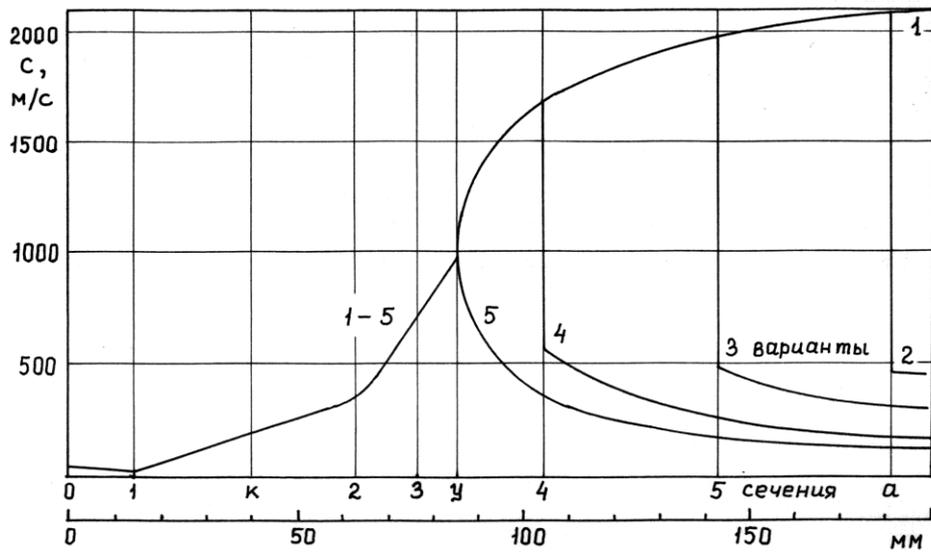


Рисунок 5 - Изменение скорости газового потока по длине камеры ракетного двигателя

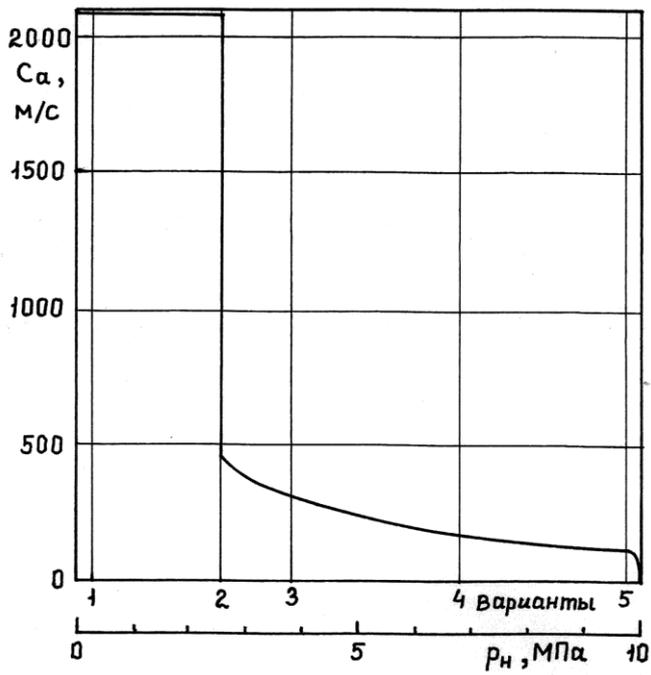


Рисунок 6 - Изменение скорости газового потока в выходном сечении камеры ракетного двигателя

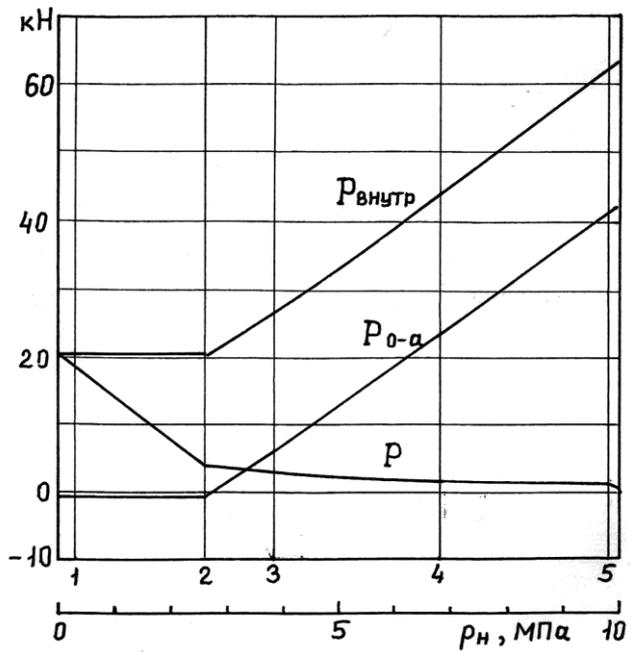


Рисунок 7- Силы и тяга двигателя для различных вариантов расчета

Методические указания

**РАСЧЕТ ИДЕАЛЬНОГО ГАЗОВОГО ПОТОКА  
В КАМЕРЕ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ**

Методические указания

Составители **Бирюк В.В., Диденко А.А.,  
Угланов Д.А., Цыганов А.М.**

Компьютерная вёрстка Угланов Д.А.

Подписано в печать \_\_\_\_\_. Формат 60x84 1/21

Бумага офсетная. Печ. л. \_\_\_\_\_.

Тираж \_\_\_\_\_ экз. Заказ \_\_\_\_\_. Арт. \_\_\_\_\_ / 2016.

**РАСЧЕТ ИДЕАЛЬНОГО ГАЗОВОГО ПОТОКА  
В КАМЕРЕ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ**

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ  
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ  
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ  
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА»  
(САМАРСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)  
443086, САМАРА, МОСКОВСКОЕ ШОССЕ, 34.

---

Изд-во Самарского университета.

443086, Самара, Московское шоссе, 34.