

РАСЧЕТ ИНТЕГРАЛЬНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК СИЛОВЫХ УСТАНОВОК ПВРД

К.А. Жорник¹, Р.К. Селезнев^{2,3}¹Министерство обороны Российской Федерации²Всероссийский научно-исследовательский институт автоматики им. Н. Л. Духова³Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского Российской академии наук, Россия, Москва, 119526, проспект Вернадского, д.101-1

Аннотация

Работа посвящена расчёту термодинамических характеристик и расчету формы проточной части прямооточного воздушно-реактивного двигателя (ПВРД). Алгоритм расчета реализован в виде кода на языке программирования FORTRAN. Исследуются зависимости температуры и давления вдоль тракта ПВРД. Проводится исследование тяги и геометрии двигателя в зависимости от условий полета. Выполненные расчеты могут уточняться в дальнейшем с помощью использования более точных моделей.

CALCULATION OF INTEGRAL CHARACTERISTICS OF RAMJET PROPULSION

К.А. Zhornik¹, R.K. Seleznev²¹Ministry of Defense of the Russian Federation²All-Russian Scientific Research Institute of Automatics, Moscow,²Institute for problems in mechanics of the Russian Academy of Sciences, Russia, Moscow, 119526

This work is devoted to the calculation of the thermodynamic characteristics of ramjet engine (ramjet). Calculation algorithm is implemented as a code in the programming language FORTRAN. Dependence on temperature and pressure along the path ramjet have been studied. We study the geometry of the engine thrust and, depending on the flight conditions. The calculations can be further specified by the use of more accurate models.

1. ВЕДЕНИЕ

Работа посвящена расчёту термодинамических характеристик, формы проточной части ПВРД, исследованию зависимости получаемой тяги от высоты, а также и скорости полета при заданной геометрии. По заданному значению потребляемой тяги проводился поиск необходимой для этого геометрии ПВРД.

Существует большое число моделей для моделирования установившегося режима течения в камере ПВРД [1–6]. В основном, для описания этого режима течения используются модели, включающие в себя системы нелинейных алгебраических уравнений, которые решаются итерационными методами. В данной работе используется один из таких методов, который подробно описан в работе [1].

2. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

На рис. 1 показана схема ПВРД. Воздух поступает во входное устройство со скоростью полета. В сечении 1 воздух в системе отчета связанной с аппаратом движется со скоростью полета. В расчетах задается высота полета, и по ней вычисляется скорость звука на данной высоте, а так же температура и давление в сечении 1. В диффузоре 1'–3 скорость падает и на входе в камеру сгорания 4–6 она меньше $M=1$. Тем самым, кинетическая энергия набегающего потока преобразуется во внутреннюю энергию газа. Поэтому, давление и температура газа возрастают. За счет сгорания топлива в камере сгорания, внутренняя энергия газа возрастает. Далее газ истекает из сопла 8 со скоростью, большей, чем скорость набегающего потока, создавая реактивную тягу.

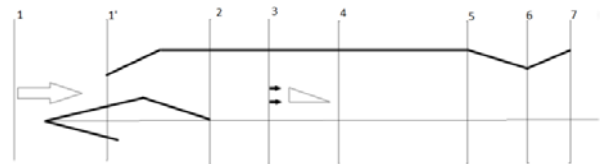


Рис. 1. Схема ПВРД.

В качестве исходных данных используются величины, приведенные в Таблице 1.

Таблица 1

Исходные данные для моделирования

$M_n = 3$	$\xi_{kc} = 0.5$
$H = 11$ км	$\eta_r = 0.93$
$P_{номр} = 122800 \times H$	$H_u = 43.3 \times 10^6$ Дж/кг
$\sigma_{вх} = 0.67$	$\sigma_{дзс} = 0.98$
$\varphi_{вх} = 1$	$\varphi_c = 0.97$
$\sigma_{кан} = 0.99$	$F_c = 0.8$ м ²
$\xi_{ст} = 2.5$	$\lambda_3 = 0.19$
$\delta_{отб} = 0.02$	$f_B = 0.99$
$i_{kc} = 1.7$	$L_0 = 14.8$
$\alpha_{kc} = 1.4$	$F_6 = 0.4165$ м ²

В работе использовались аппроксимации, энтальпии (i), газовой постоянной и коэффициента Пуассона (k), в зависимости от температуры (T) и коэффициента избытка воздуха (α). Данные аппроксимации пред-

ставлены в таблице 2. Аппроксимации получены из работы [1]

Таблица 2

Аппроксимации энтальпии (i), газовой постоянной, газовой постоянной и коэффициента Пуассона (k), в зависимости от температуры (T) и коэффициента избытка воздуха (α)

Коэффициент избытка воздуха	R , Дж/кг·К	$k = C_p/C_v$	Энтальпия, Дж/кг
Воздух	287.3	$k = (34/531723 \times T + 757657.1537/531723)$	$i = (T \times 39303000 - 76926879)/38473$
$\alpha = 1.4$	288	$k = (2.014/1.4286 - 137/1428571 \times T)$	$i = (3658106 \times T - 575449278.)/2653$

3. МЕТОДИКА РАСЧЕТА

Ниже приводится методика расчета, используемая в данной работе. За основу взята методика подробно описанная в [1].

Параметры в сечении 1:

- По заданной высоте полета определяем скорость звука на данной высоте (a_1), а так же температуру (T_1) и давление (p_1) в сечении 1.
- Определяется скорость полета $V_1 = M_n \cdot a_1$.
- По зависимости энтальпии от температуры для воздуха приведенной в табл. 2, определяем энтальпию i_1 при $T = T_1$.
- Определяем полную энтальпию i_1^* в сечении 1:

$$i_1^* = i_1 + (V_1^2/2)$$
- По зависимости температуры от энтальпии для воздуха приведенной в табл. 2, определяем температуру торможения T_1^* .
- В интервале температур $T_1 - T_1^*$ рассчитываем среднее значение теплоемкости: $C_{p,ср.1} = \frac{i_1^* - i_1}{T_1^* - T_1}$
- Определим $k_{эф.1} = (k_1 - 1) \frac{C_{p,1}}{C_{p,ср.1}} + 1$, где значения $C_{p,1}$ и k_1 определяются из зависимостей табл. 2.
- Определяем полное давление в сечении 1:

$$p_1^* = p_1 / \left(\frac{T_1}{T_1^*} \right)^{\frac{k_{эф.1}}{k_{эф.1} - 1}}$$

Параметры в сечении 2:

- Если предположить, что в сечении 2 нет теплообмена с окружающей средой, то: $T_2^* = T_1^*$ и $i_2^* = i_1^*$.
- Определяем $p_2^* = p_1^* \cdot \sigma_{ex}$.
- Температуру T_2 определяем методом последовательных приближений:
 - задаем T_2 (вначале удобно взять $T_2 = T_1$);
 - из табл. 1 для воздуха находим: $C_{p,2}$, k_2 , R_1 , R_2 , i_2 ;
 - среднюю теплоемкость $C_{p,ср.2}$ и эффективный коэффициент Пуассона $k_{эф.2}$ определяем сейчас и в дальнейшем аналогично тому, как мы делали это в п.6 и п.7;

d. определяем $q(\lambda_2) = \frac{m_1}{m_2} \frac{1}{\sigma_{ex}} q(\lambda_1) (1 - \delta_{отб}) \frac{1}{f_6}$, где

$$m_i = \sqrt{\frac{k_{эф.i}}{R_i} \left(\frac{2}{k_{эф.i}} \right)^{\frac{k_{эф.i} + 1}{k_{эф.i} - 1}}}; \quad \lambda_i \text{ определим из газодинамической функции } \lambda = M \sqrt{\frac{k+1}{2+(k-1)M^2}};$$

- методом половинного деления по величине $q(\lambda_2)$ определяем величину λ_2 .
- определяем $T_2' = T_2^* \cdot \tau(\lambda_2, k_{эф.2})$;
- сравниваем $|T_2 - T_2'| \leq \varepsilon$. Если неравенство не выполняется, то возвращаемся к п. 11а, до тех пор, пока неравенство не будет выполняться.

Параметры в сечении 3:

- Если предположить, что в сечении 3 нет теплообмена с окружающей средой, то: $T_3^* = T_2^*$ и $i_3^* = i_2^*$.
- Определяем $p_3^* = p_2^* \cdot \sigma_{кан}$.
- Аналогично п.11 определяем T_3 .

Параметры в сечении 4:

- Из уравнения неразрывности определяем относительную площадь:

$$f_3 = \frac{F_3}{F_1} = \frac{q(\lambda_1)}{q(\lambda_3)} \frac{m_1}{m_3} \frac{1}{\sigma_{кан}} \frac{1}{\sigma_{ex}} \frac{1}{(1 - \delta_{отб})} \varphi_{ex}.$$

- Определяем коэффициент восстановления полного давления на стабилизаторах из системы уравнений:

$$\begin{cases} \sigma_h = \frac{p_4^*}{p_3^*}; \\ p_3^* - p_4^* = \xi_{см} \frac{\rho_3 C_3^2}{2}; \\ \frac{p_3}{\rho_3} = R_3 \cdot T_3; \end{cases} \quad \begin{cases} C_3 = a_3 \cdot M_3; \\ M_3 = \sqrt{\frac{2}{k_{эф.3} + 1} \lambda_3^2}; \\ \sqrt{1 - \frac{k_{эф.3} - 1}{k_{эф.3} + 1} \lambda_3^2}; \\ a_3 = \sqrt{k_3 R_3 T_3}. \end{cases}$$

или $\sigma_h = 1 - \xi_{см} \frac{k_3}{2} M_3^2 \cdot \pi(\lambda_3, k_{эф.3})$.

- Определяем $p_4^* = p_3^* \cdot \sigma_h$
- Предполагая, что $k_{эф.4} = k_{эф.3}$ и т.к. теплообмена с окружающей средой нет, то $T_4^* = T_3^*$ и $i_4^* = i_3^*$.
- Из уравнения неразрывности для сечений 3 и 4 и в предположении, что $F_4 = F_3$, определяем $q(\lambda_4)$:

$$q(\lambda_4) = q(\lambda_3) \frac{m_3}{m_4} \frac{1}{\sigma_h} (1 + q_c)$$

и, как это было в п.11е, находим λ_4 .

Параметры в сечении 5:

- Определим T_5^* :
 - для этого определяем энтальпию i_5^* :

$$i_5^* = \frac{i_2^* + H_u \eta_c q_c}{1 + q_c}; \quad q_c = \frac{1}{\alpha_{кв} \cdot L_0};$$

- по зависимостям из табл. 2, определяем T_5^*

22. Определим T_5 :

- a. задаем T_5 ;
- b. из табл. 1 для воздуха находим: $C_{p,5}, k_5, R_5, i_5$;
- c. среднюю теплоемкость $C_{p,cp,5}$ и эффективный коэффициент Пуассона $k_{эф,5}$ определяем аналогично тому, как мы делали это в п.6 и п.7;
- d. из уравнения расхода и уравнения состояния, записанных для сечений 4 и 5, определим $z(\lambda_5)$:

$$z(\lambda_5) \cdot a_5 \frac{k_{эф,5} + 1}{2k_{эф,5}} + \xi_{кк} i_{кк} \frac{a_4}{2} = \frac{k_{эф,4} + 1}{2k_{эф,4}} z(\lambda_4) \cdot a_4$$

- e. методом половинного деления по величине $z(\lambda_5)$ определяем величину λ_5 ;
 - f. определяем $T_5' = T_5^* \cdot \tau(\lambda_5, k_{эф,5})$;
 - g. сравниваем $|T_5 - T_5'| \leq \varepsilon$. Если неравенство не выполняется, то возвращаемся к п. 21а, до тех пор, пока неравенство не будет выполняться.
23. Из уравнения неразрывности для сечений 4 и 5 получаем:

$$p_5^* = \frac{m_4}{m_5} \frac{F_4}{F_5} \frac{q(\lambda_4)}{q(\lambda_5)} \sqrt{\frac{T_5^*}{T_4^*}} (1 + q_c) p_4^*$$

Параметры в сечении 6:

24. Если предположить, что в сечении 6 нет теплообмена с окружающей средой, то: $T_6^* = T_5^*$ и $i_6^* = i_5^*$.
25. Определяем $p_6^* = p_5^* \cdot \sigma_{дзс}$.
26. Аналогично п.11, определяем T_6 .

Параметры в сечении 7:

Проведем дальнейший расчет из предположения, что площадь выходного сечения задана. Задачу можно решать в двух постановках: по заданной тяге определять площадь критического сечения и по заданной площади критического сечения определять тягу. Опишем методику определения площади критического сечения по заданной тяге, т.к. обратная задача решается в одно действие.

27. Задаем F_6
28. Если предположить, что нет теплообмена с окружающей средой, то: $T_7^* = T_6^*$ и $i_7^* = i_6^*$.
29. Задаем T_5 ;
30. Из табл. 1 для воздуха находим: $C_{p,7}, k_7, R_7, i_7$;
31. Среднюю теплоемкость $C_{p,cp,7}$ и эффективный коэффициент Пуассона $k_{эф,7}$ определяем аналогично тому, как мы делали это в п.6 и п.7;
32. Из известной геометрии сопла определяем:

$$q(\lambda_{7,ид}) = \frac{F_6}{F_7} \frac{m_6}{m_7}$$

33. По величине $q(\lambda_{7,ид})$ определяем $\lambda_{7,ид}$ методом половинного деления.
34. Определяем $\lambda_7 = \lambda_{7,ид} \cdot \varphi_c$
35. Определяем $T_7' = T_7^* \cdot \tau(\lambda_7, k_{эф,7})$
36. Если неравенство $|T_7 - T_7'| \leq \varepsilon$ не выполняется, то возвращаемся к п. 29, до тех пор, пока неравенство не будет выполняться.
37. Коэффициент восстановления полного давления в сопле определяем из уравнения неразрывности, записанного для входного и выходного сечения сопла:

$$\sigma_7 = \frac{m_6}{m_7} \frac{F_6}{F_7} \frac{1}{q(\lambda_7)}$$

38. Определяем p_7 и p_7^* :

$$p_7^* = p_6^* \cdot \sigma_7 \cdot \sigma_{дзс}; \quad p_7 = p_7^* \cdot \pi(\lambda_7)$$

39. Определяем скорости истечения газа из сопла:

$$c_7 = \lambda_7 \cdot a_7; \quad a_7 = \sqrt{\frac{2k_{эф,7}}{k_{эф,7} - 1} R_7 T_7^*}$$

40. Определяем массовый секундный расход рабочего тела для двух сечений:

$$G_6 = \frac{m_6 \cdot p_6^* \cdot F_6}{\sqrt{T_6^*}}; \quad G_2 = \frac{G_6}{(1 - q_c - \delta_{омб})}$$

41. Определяем тягу двигателя:

$$P = G_2 (\beta_{кк} \cdot c_c - V_1) + F_7 (p_7 - p_2)$$

42. Если неравенство $|P_{норм} - P| \leq \varepsilon$ не выполняется, то возвращаемся к п. 27, до тех пор, пока неравенство не будет выполняться.

43. Таким образом, мы можем определить площади проходных сечений и другие характеристики ПВРД по заданной потребляемой тяге.

4. РЕЗУЛЬТАТЫ

На рис. 2 показана температура в камере ПВРД. Приведено сравнение результатов полученных в данной работе с результатами работы других авторов [1]. Небольшое отклонение в полученных результатах объясняется различными методами аппроксимации энтальпии, теплоемкости и коэффициента Пуассона. В данной работе мы использовали линейную аппроксимацию, представленную в табл. 2, а в работе [1] использовался графический метод определения теплоемкости и энтальпии. Из полученных результатов видно, что максимальная температура достигается в камере сгорания.

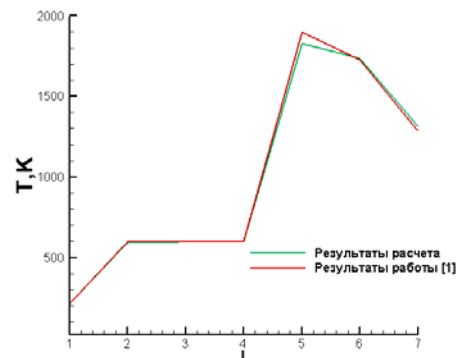


Рис. 2. Температура в тракте ПВРД. Сравнение результатов полученных в данной работе с результатами работы других авторов [1]

На рис. 3 приведено изменения полного давления вдоль камеры ПВРД. Видно, что полное давление вдоль камеры падает. На рис. 4 приведена зависимость тяги от скорости полета. Видно, что тяга ПВРД растет

с увеличением скорости полета. Это связано с тем, что чем больше скорость полета, тем больший объем воздуха попадает в камеру сгорания, и тем больше горючего может окислиться. Диапазон чисел Маха, при котором возможно использование описанной модели от 3 до 5.7 М.

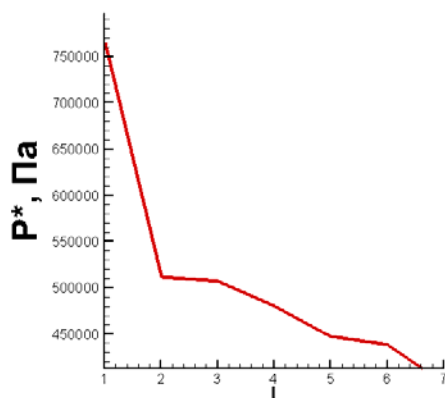


Рис. 3. Полное давление в тракте ПВРД

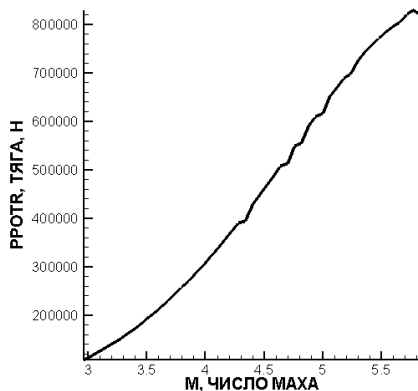


Рис. 4. Зависимость тяги от скорости полета

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Произведены расчеты температуры и полного давления в модельном канале ПВРД. Исследовалась зависимость тяги ПВРД от скорости полета. Определен предел применимости описанной модели.

Проведенные в работе тестовые расчеты дали хорошее соответствие с результатами расчетов других авторов.

Работа выполнена в рамках создания виртуальной модели ГЛА, разрабатываемой в лаборатории радиационной и газовой динамики ИПМех РАН [7–39].

СПИСОК ОБОЗНАЧЕНИЙ

- T – температура;
- M_n – скорость полета;
- H – высота полета;
- $P_{потр}$ – требуемая потребляемая тяга;
- $\sigma_{вх}, \varphi_{вх}$ – параметры входного устройства;
- $\sigma_{кан}$ – коэффициент восстановления полного давления в дозвуковой части сопла $\sigma_{дзв}$;
- $\xi_{сст}$ – коэффициент гидравлических потерь на фронтальном устройстве;
- $\delta_{отб}$ – коэффициент отбора воздуха;
- $i_{кс}$ – удлинение камеры сгорания;
- $\alpha_{кс}$ – коэффициент избытка воздуха;

- $\xi_{кс}$ – коэффициент гидравлических потерь в камере сгорания;
- η_c – полнота сгорания в камере сгорания;
- H_u – удельная теплота сгорания топлива;
- $\sigma_{дзв}$ – коэффициент восстановления полного давления в дозвуковой части сопла;
- φ_c – коэффициент скорости сопла;
- F_c – площадь выходного сечения сопла;
- f_B – относительная площадь сечения 2;
- L_0 – стехиометрический коэффициент горючего при сгорании с воздухом;
- F_6 – площадь сечения 6;

Индексы:

- i – номер сечения камеры ПВРД;

Газодинамические функции:

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

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

$$z(\lambda) = \lambda + \frac{1}{\lambda}; \quad \lambda = \frac{c}{a_{кр}};$$

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

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Барановский С.И., Зикеева Ю.В., Козляков В.В. Газодинамический расчет прямооточных ВРД и их характеристик. Учебное пособие. М.: МАИ, Москва, 1969. - 53 с.
2. Зуев Ю.В., Лепешинский И.А. Приближенный газодинамический расчет сверхзвукового прямооточного воздушно-реактивного двигателя: Учебное пособие.– М., 2009.
3. Кулагин В. В. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: Учебник для студ. вузов / В.В. Кулагин. – М.: Машиностроение, 2002. - М.: Машиностроение, 2002. - 616 с.
4. Теория двухконтурных турбореактивных двигателей / [В. П. Деменченко, Л. Н. Дружинин, А. Л. Пархомов и др.]; Под ред. С. М. Шляхтенко, В. А. Сосунова, 431 с. ил. 22 см., М. Машиностроение 1979
5. Теория и методы начальных этапов проектирования авиационных ГТД: Учебное пособие/ В.Г. Маслов, В.С. Кузьмичев, А.Н. Коварцев, В.А. Григорьев. Самара: СГАУ, 1996. 146 с.
6. Методы оптимизации при доводке и проектировании газотурбинных двигателей, 184 с. ил. 21 см., М. Машиностроение 1979.
7. Железнякова А.Л., Суржиков С.Т. Расчет дозвукового обтекания локальной области тепловыделения // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2008. Том 7. <http://www.chemphys.edu.ru/pdf/2008-09-01-034.pdf>
8. Железнякова А.Л., Суржиков С.Т. Численное моделирование гиперзвукового обтекания цилиндра // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2008. Том 7. <http://www.chemphys.edu.ru/pdf/2008-09-01-035.pdf>
9. Железнякова А.Л., Суржиков С.Т. Поле течения около космического аппарата Fire II под углом атаки // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2010. Том 9. <http://www.chemphys.edu.ru/pdf/2010-01-12-020.pdf>
10. Железнякова А.Л., Кузенов В.В., Петрусев А.С., Суржиков С.Т. Расчет аэротермодинамики двух типов моделей спускаемых космических аппаратов // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2010. Том 9. <http://www.chemphys.edu.ru/pdf/010-01-12-025.pdf>

11. Железнякова А.Л., Суржиков С.Т. Численное моделирование гиперзвукового обтекания модели летательного аппарата X-43 // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2011. Том 11.
<http://www.chemphys.edu.ru/pdf/2011-02-01-030.pdf>
12. Железнякова А.Л., Суржиков С.Т. Построение двумерных неструктурированных сеток методом молекулярной динамики // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2011. Том 11. <http://www.chemphys.edu.ru/pdf/2011-02-01-031.pdf>
13. Железнякова А.Л. Метод расщепления по физическим процессам для решения задач гиперзвуковой аэродинамики на неструктурированных сетках // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2013. Том 15. Вып. 1. <http://www.chemphys.edu.ru/pdf/2013-04-29-010.pdf>
14. Иванов И.Э., Крюков И.А., Тимохин М.Ю. Применение системы уравнений R13 для моделирования течений в микроканалах // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2013. Том 15. Вып. 1. <http://www.chemphys.edu.ru/pdf/2013-04-29-011.pdf>
15. Глушко Г.С., Крюков И.А. Распространение пламени в условиях орбитальной станции // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2011. Том 11.
<http://www.chemphys.edu.ru/pdf/2011-02-01-007.pdf>
16. Иванов И.Э., Крюков И.А., Тимохин М.Ю. Численное моделирование ударно-волновых течений с помощью моментных уравнений // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2011. Том 11.
<http://www.chemphys.edu.ru/pdf/2011-02-01-010.pdf>
17. Глушко Г.С., Иванов И.Э., Крюков И.А. Моделирование турбулентности в сверхзвуковых струйных течениях // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2010. Том 9. <http://www.chemphys.edu.ru/pdf/2010-01-12-023.pdf>
18. Глушко Г.С., Иванов И.Э., Крюков И.А. Численное моделирование отрывных течений в соплах // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2010. Том 9. <http://www.chemphys.edu.ru/pdf/010-01-12-024.pdf>
19. Ермаков М.К. Моделирование перемешивания однородной жидкости вследствие деформации границы области // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2008. Том 7. <http://www.chemphys.edu.ru/pdf/2008-09-01-043.pdf>
20. Ермаков М.К. Исследование возможностей матричных методов для решения уравнений Навье – Стокса // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2010. Том 9. <http://www.chemphys.edu.ru/pdf/010-01-12-031.pdf>
21. Котов М.А., Кузенов В.В. Создание сложных поверхностей гиперзвуковых летательных аппаратов системами САПР // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2010. Том 9. <http://www.chemphys.edu.ru/pdf/2010-01-12-039.pdf>
22. Суржиков С.Т. Перспективы многоуровневого подхода к задачам компьютерной аэрофизики // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2008. Том 7.
<http://www.chemphys.edu.ru/pdf/2008-09-01-002.pdf>
23. Суржиков С.Т. Методы Монте-Карло в задачах расчета направленной излучательной способности струи продуктов сгорания // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2008. Том 7. <http://www.chemphys.edu.ru/pdf/2008-09-01-008.pdf>
24. Суржиков С.Т. Численный анализ структуры двух типов тлеющих разрядов // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2008. Том 7. <http://chemphys.edu.ru/pdf/2008-09-01-029.pdf>
25. Дикалюк А.С., Суржиков С.Т. Применение прогонки четвертого порядка точности для решения двумерного уравнения Пуассона // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2008. Том 7.
<http://www.chemphys.edu.ru/pdf/2008-09-01-036.pdf>
26. Суржиков С.Т. Расчет обтекания модели космического аппарата MSRO с использованием кодов NERAT-2D и NERAT-3D // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2010. Том 9. <http://www.chemphys.edu.ru/pdf/2010-01-12-003.pdf>
27. Дикалюк А.С., Суржиков С.Т. Сравнение прогонки четвертого и второго порядков точности на примере задачи, имеющей аналитическое решение // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2010. Том 9.
<http://www.chemphys.edu.ru/pdf/2010-01-12-037.pdf>
28. Французов М.С., Кузенов В.В. Модификация метода коррекции потоков для задач газовой динамики // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2008. Том 7. <http://www.chemphys.edu.ru/pdf/2008-09-01-041.pdf>
29. Моисеев К.В., Кузенов В.В. Численный анализ одномерной задачи Стефана при лазерном воздействии на металлические преграды // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2008. Том 7.
<http://www.chemphys.edu.ru/pdf/2008-09-01-042.pdf>
30. Кузенов В.В., Филипский М.В. Численное моделирование отдельных теплофизических параметров лазерной плазмы // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2010. Том 9. <http://www.chemphys.edu.ru/pdf/2010-01-12-021.pdf>
31. Кузенов В.В. Использование регулярных адаптивных сеток для анализа импульсных сверхзвуковых струй плазмы // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2008. Том 7. <http://www.chemphys.edu.ru/pdf/2008-09-01-016.pdf>
32. Дикалюк А.С., Суржиков С.Т. Учет процесса зарядки твердых частиц при моделировании эволюции пылевой компоненты плазмы в нормальном тлеющем разряде // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. Том 11. 2011. <http://www.chemphys.edu.ru/pdf/files/2011-02-01-009.pdf>
33. Рулева Л.Б. Экспериментальные установки для исследования ударно-волновых течений в европейских научных центрах. Часть 1 // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2011. Том 11.
<http://www.chemphys.edu.ru/pdf/2011-02-01-022.pdf>
34. Козлов П.В., Котов М.А., Рулева Л.Б., Суржиков С.Т. Предварительные экспериментальные исследования обтекания моделей в гиперзвуковой ударной аэродинамической трубе // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2013. Том 15. <http://www.chemphys.edu.ru/pdf/2013-04-29-017.pdf>
35. Селезнев Р.К. Исследование обобщенного метода Ньютона для решения системы дифференциальных уравнений химической кинетики на примере горения углеводородов в кислороде // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2013. Том 16. Вып. 2.
<http://www.chemphys.edu.ru/pdf/2013-12-20-010.pdf>
36. Горбунов А.А., Селезнев Р.К. Моделирование горения водорода в модельном канале ГПВРД // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2013. Том 16. Вып. 2. <http://www.chemphys.edu.ru/pdf/2013-12-20-001.pdf>
37. Сторожев Д.А. Кинетические процессы в плазме тлеющего разряда // Физико-химическая кинетика в газовой динамике 2013. Том 16. Вып. 1.
<http://www.chemphys.edu.ru/pdf/2013-10-12-007.pdf>
38. Seleznev R.K. and Surzhikov S.T. A Generalized Newton Method for Differential Equation of Chemical Kinetics // AIAA 2013-3009. 44th AIAA Thermophysics Conference, June 24-27, 2013, San Diego, CA. 17 p.
39. Storozhev D.A., Surzhikov S.T. Numerical Simulation of Glow Discharge in a Magnetic Field Through the Solution of the Boltzmann Equation // Journal of Basic and Applied Physics. 2013. Vol.2. Iss.3. Pp.141-147.