

Calculated Initial Data for Solving Test Problems in the Working Area of the Hypersonic Shock Wind Tunnel HSWT of the RadGD Laboratory of IPMech RAS

Sergey T. Surzhikov

*Ishlinskyi Institute for Problems in Mechanics Russian Academy of Sciences (IPMech RAS),
Moscow, 119526, Russia*

N.L. Dukhov All-Russian Scientific Research Institute of Automatics

surg@ipmnet.ru

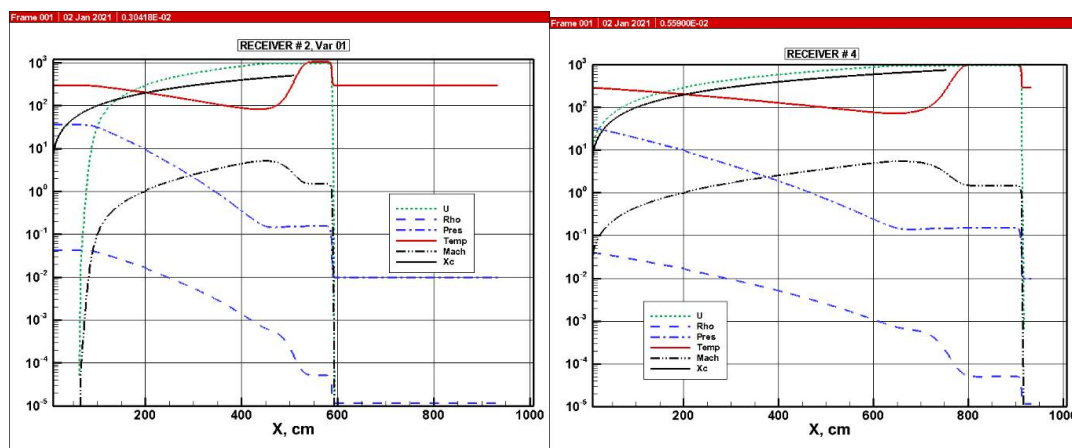
Abstract

A computer model of shock-wave processes in the working area of the experimental stand Hypersonic Shock Wind Tunnel (HSWT) of the Laboratory of Radiation Gas Dynamics of IPMech RAS is presented. The actual dimensions of two modifications of the shock tube were used: HSWT-9 and HSWT-12. In the calculations, a typical set of initial data implemented in physical experiments was specified.

The computer model is based on the numerical integration of the Euler system of equations together with equations continuity and total energy conservation for a perfect gas.

A numerical study of the gas-dynamic parameters formed at the end of the low-pressure chamber connected to the nozzle providing supersonic outflow into the measuring section of the aerodynamic installation is carried out. A comparison with experimental data on the shock wave velocity and pressure on sensors located flush with the inner surface of the shock tube is presented.

Keywords: hypersonic flow, validation of an author's computer codes



Distributions of gas-dynamic parameters in the shock wave reaching pressure sensor # 2 and #3: U is the gas velocity in the laboratory coordinate system in m/s; ρ is the density in g/cm^3 ; P is the pressure in erg/cm^3 ; T is the temperature in K; M is gas Mach number in the laboratory coordinate system; X_c is the coordinate of the contact surface boundary in cm

УДК 533.92:533.6.01

Расчетные исходные данные для решения тестовых задач в рабочей зоне гиперзвуковой ударной аэродинамической трубы ГУАТ лаборатории РадГД ИПМех РАН

С.Т. Суржиков

*Институт проблем механики им. А. Ю. Ишлинского Российской академии наук
Россия, Москва, 119526, проспект Вернадского, д. 101-1*

*Всероссийский научно-исследовательский институт автоматики им. Н. Л. Духова
surg@ipmnet.ru*

Аннотация

Представлена компьютерная модель ударно-волновых процессов в рабочей зоне экспериментального стенда Гиперзвуковая Ударная Аэродинамическая Труба (ГУАТ) Лаборатории Радиационной газовой динамики ИПМех РАН. В расчетах задавался типичный набор исходных данных, реализуемых в физических экспериментах; использованы реальные размеры двух модификаций ударной трубы: ГУАТ-9 и ГУАТ-12.

Компьютерная модель основана на численном интегрировании системы уравнений Эйлера, неразрывности и сохранения полной энергии для совершенного газа.

Выполнено численное исследование газодинамических параметров, формируемых у торца камеры низкого давления, соединенного с соплом, обеспечивающим сверхзвуковое истечение в измерительную секцию аэродинамической установки. Приведено сравнение с экспериментальными данными по скорости ударной волны и давлению на датчиках, расположенных заподлицо с внутренней поверхностью ударной трубы.

1. Введение

Две модификации гиперзвуковой ударной аэродинамической трубы (ГУАТ) лаборатории радиационной газовой динамики (РадГД) ИПМех РАН различаются длиной камер низкого давления (КНД): УТ-9 имеет длину КНД, равную $L = 933$ см, а УТ-12 – $L = 1233$ см. Принципиальные схемы этих двух модификаций и основные габаритные размеры испытательной секции (ресивера) показаны на рис. 1. Камера высокого давления (КВД) в двух модификациях имеет одинаковые размеры.

На этих же рисунках показано расположение датчиков давления, смонтированных заподлицо с цилиндрической поверхностью (датчики №№ 2, 3, 4) и на торцах КВД и КНД (№№ 1 и 5). Подробное описание технических характеристик указанных датчиков давления и меж камерного клапана дано в работе [1].

Лабораторный стенд, составной частью которого являются УТ-9 и УТ-12, включен в реестр уникальных научных установок (УНУ) Министерства образования и науки РФ. Для подтверждения указанного статуса необходимой составной частью работ на этом стенде является метрологическое обеспечение проводимых экспериментов. Сюда входит тестирование и аттестация вакуумного оборудования, диагностических средств ударно-волновых процессов в рабочей части ударной трубы (в камерах высокого и низкого давления, КВД и КНД, до входа в сопловой блок), в экспериментальной секции ГУАТ (в ресивере), где монтируются исследуемые модели. Составной частью указанных работ являются расчетные исследования, сопровождающие все экспериментальные работы.

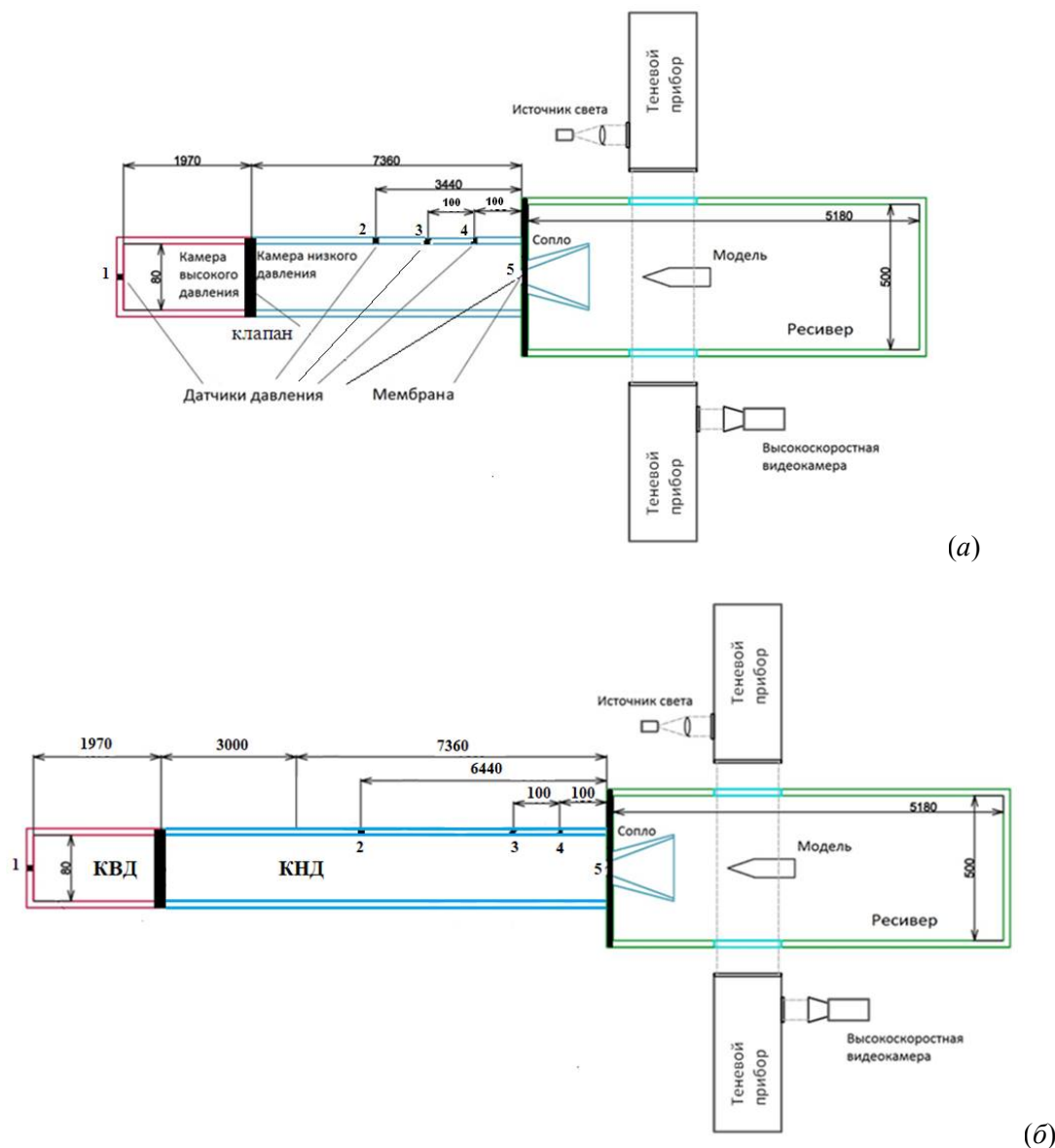


Рис. 1. Принципиальная схема двух модификаций гиперзвуковой ударной аэродинамической трубы Лаборатории радиационной газовой динамики ИПМех РАН: (а) ГУАТ-9, (б) ГУАТ-12. Размеры – в мм

Концептуально задачи определения параметров нестационарного течения в рабочей части ударной трубы и в ресивере решены в научной литературе. Однако, расчетное обеспечение работ на конкретной экспериментальной установке всегда требует дополнительных усилий. Применительно к экспериментальному стенду ГУАТ приведем ряд принципиальных вопросов, на которые необходимо ответить расчетным и, конечно, специально поставленными экспериментами:

- характеристики ударно-волнового процесса в КВД и КНД, обусловленные конечным временем срабатывания и конструктивными особенностями клапана, разделяющего КВД и КНД;
- параметры ударно-волнового взаимодействия вблизи торца КНД, сопряженного с соплом, через которое истекает газ в измерительную секцию установки (ресивер). Здесь принципиально важным оказывается знание изменения во времени таких параметров, как давление, температура и плотность;
- параметры истечения газа через сопло и, в особенности, газодинамические параметры потока, обтекающего опытную модель.

В идеале указанная расчетная задача должна решаться сквозным образом, включая одновременное описание процессов в КВД, КНД, раскрывающемся клапане, сопловом блоке и ресивере. Однако, решение такой задачи является чрезмерно трудоемким, в котором нет абсолютной необходимости если ставится задача оценки параметров течения на испытываемой модели. Учитывая сложный характер течения в окрестности критического сечения сопла и сложную нестационарную картину течения в КВД и КНД, традиционно, и вполне обоснованно, эта задача разделяется на ряд частично идеализированных задач. Отдельно определяются параметры нестационарного течения в рабочей части ударной трубы, а затем решается задача сверхзвукового истечения из сопла в измерительную камеру (ресивер).

Данная работа посвящена подробному анализу ударно-волновых процессов в рабочей части ГУАТ. Расчеты выполнены для двух модификаций: УТ-9 и УТ-12. Проведено сравнение с экспериментальными данными по скорости распространения ударных волн вдоль КНД и давления, измеряемого датчиками, расположенными на разных расстояниях от переходного фланца, соединяющего рабочую часть ГУАТ с измерительной камерой.

2. Постановка задачи

Расчеты выполнены с использованием авторского компьютерного кода, реализующих численное интегрирование одномерных уравнений Эйлера, неразрывности и сохранения энергии в одномерной и двухмерной постановках.

В одномерной постановке интегрируемая система уравнений имеет вид

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial \rho u}{\partial x} = 0, \quad (1)$$

$$\frac{\partial \rho u}{\partial t} + \frac{\partial \rho u u}{\partial x} = -\frac{\partial p}{\partial x}, \quad (2)$$

$$\frac{\partial \rho E}{\partial t} + \frac{\partial \rho u E}{\partial x} + \frac{\partial p u}{\partial x} = 0, \quad (3)$$

$$p = (\gamma - 1)\rho e, \quad (4)$$

где $E = e + 0.5u^2$ – полная удельная энергия; $e = c_v T$ – удельная внутренняя энергия; u – скорость; ρ , p , T – плотность, давление и температура; c_v , e – удельная теплоемкость при постоянном объеме и удельная внутренняя энергия; $\gamma = c_p/c_v$ – отношение удельных теплоемкостей при постоянном давлении и объеме; x , t – продольная координата и время.

При использовании начальных условий, показанных на рис. 2 для удобства численного интегрирования системы уравнений (1)–(4) используются следующие безразмеривающие комплексы:

Уравнение (1)	Уравнение (2)	Уравнение (3)	Уравнение (4)
$\frac{L}{\rho_0 a_0}, a_0 = \sqrt{\gamma \frac{p_0}{\rho_0}}$	$\frac{L}{\rho_0 a_0^2}$	$\frac{L}{\rho_0 a_0 a_0^2}$	$\frac{L}{\rho_0 a_0^2}$

В безразмерном виде интегрируемая система имеет вид аналогичный (1)–(4).

Заметим, что при рассмотрении задачи о распаде произвольного разрыва решаемая задача в настоящее время называется задачей Сода [2]. Однако, эта задача о распаде произвольного разрыва была поставлена и решена Н. Е. Кочиным в 1921 г. [3]. При учете ударно-волнового взаимодействия с торцами КНД и КВД необходимо добавить граничные условия

$$x = 0: u = 0, \frac{\partial p}{\partial x} = \frac{\partial \rho}{\partial x} = \frac{\partial E}{\partial x} = 0, \quad (5)$$

$$x = L: u = 0, \frac{\partial p}{\partial x} = \frac{\partial \rho}{\partial x} = \frac{\partial E}{\partial x} = 0 \quad (6)$$

В одномерной постановке не учитывается наличие отверстия в торцевом сечении $x = L$, соединяющего КНД с измерительной камерой (ресивером).

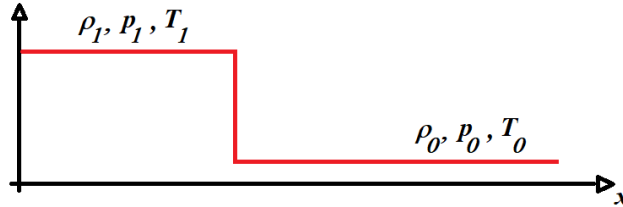


Рис. 2. Начальные условия в задаче об ударно-волновом взаимодействии в рабочей части ударной трубы. Это же распределение параметров будет использоваться для движущейся ударной волны в лабораторной системе координат

Местоположение контактной поверхности определяется в процессе интегрирования системы уравнений (1)–(4) при выполнении условия

$$\pi R^2 \int_0^{x_{ctn}} \rho dx = M_1, \quad (7)$$

где $M_1 = \pi R^2 x_0 \rho_1$.

При завершении нестационарного ударно-волнового процесса после раскрытия клапана, разделяющего КВД и КНД, контактная поверхность стабилизируется на расстоянии

$$x_{fin} = x_0 \frac{\rho_1}{\rho_{fin}},$$

где $\rho_{fin} = \rho_1 x_0 + \rho_0 (1 - x_0)$ – плотность газа в рабочей части ударной трубы при завершении нестационарного процесса. При этом, толкающий газ занимает объем $V_{1,fin} = x_{fin} \pi R^2$.

Для приближенного решения задачи о распаде произвольного разрыва на гранях расчетных ячеек использовался метод [4].

3. Результаты расчетов

Результаты расчетов первой фазы ударно-волнового процесса, протекающего после раскрытия клапана, завершающейся отходом отраженной ударной волны от торца КНД $x = L$ показаны на рис. 3. На рис. 3, а и б показаны распределения газодинамических параметров в рабочей зоне ударной трубы (КВД+КНД) при подходе падающей ударной волны к датчикам давления № 2 и № 3 соответственно. На этих рисунках показаны распределения скорости газа u , давления p , плотности ρ , температуры T и скорости Маха. Также на этих рисунках показаны траектории движения контактной поверхности.

Представленные на рис. 3, а и б распределения газодинамических функций, кроме всего прочего, позволяют провести оценку достоверности результатов численного моделирования. В частности, обратим внимание на функции вблизи фронта падающей ударной волны. Скорость движения фронта ударной волны (ФУВ) хорошо определяется из расчета (и в эксперименте) по времени прихода ударной волны на датчики давления № 2 и № 3 (отрезок времени в секундах от момента $t = 0$ показан на красном фоне в заголовке рисунка). При этом заметим, что различие в численных и экспериментальных значениях в значительной степени несут на себе отпечаток несовершенства физического раскрытия клапана по сравнению с формальным заданием распада произвольного разрыва в форме начальных условий при численном решении (см. рис. 2).

Обратим внимание на то, что профили газодинамических функций сразу за ФУВ не изменяются при движении фронта от датчика давления №2 до датчика давления №3. Это свидетельствует об отсутствии заметной численной диссипации при расчете ударно-волнового процесса. Показанные на рис. 3 значения газодинамических функций сразу за ФУВ позволяют сравнить численные результаты с теоретическими значениями параметров, определяемых из теории о движении ударной волны.

Видно, что теоретически рассчитанные значения $p_1, T_1, \rho_1, u_1, M_1$ по скорости движения ФУВ и параметрам p_0, T_0, ρ_0 в невозмущенном газе в КНД очень хорошо совпадают с численными результатами, представленными на рис. 3. Использовался следующий алгоритм расчетов. По давлению и температуре в невозмущенном газе p_0, T_0 рассчитывались значения газодинамических функций за ФУВ с использованием классической теории одномерной ударной волны [5, 6]

$$\frac{p_1}{p_0} = \frac{2\gamma M_0^2 - (\gamma - 1)}{\gamma + 1},$$

$$\frac{T_1}{T_0} = \frac{[2\gamma M_0^2 - (\gamma - 1)][(\gamma - 1)M_0^2 + 2]}{(\gamma + 1)^2 M_0^2},$$

$$\frac{\rho_1}{\rho_0} = \frac{(\gamma + 1)M_0^2}{(\gamma - 1)M_0^2 + 2},$$

где M_0 – число Маха ФУВ, движущегося по невозмущенному газу, определяемое по формуле (из эксперимента или результатов численного моделирования)

$$M_f = \frac{D_f}{a_0}, \quad D_f = \frac{x_{\#3} - x_{\#2}}{t_{\#3} - t_{\#2}}, \quad a_0 = \sqrt{\gamma \frac{p_0}{\rho_0}},$$

$x_{\#2}, x_{\#3}$ – координаты датчиков давления #2 и #3,

$t_{\#2}, t_{\#3}$ – время прихода ФУВ на датчики давления #2 и #3.

Число Маха за фронтом ударной волны (в системе координат, связанной с ФУВ) можно определить либо по формуле

$$M_{f1}^2 = \frac{(\gamma - 1)M_0^2 + 2}{2\gamma M_0^2 - (\gamma - 1)},$$

либо по соотношению

$$M_{f1} = \frac{D_f - u_1}{a_1}, \quad a_1 = \sqrt{\gamma \frac{p_1}{\rho_1}}$$

Особый интерес для определения условий в измерительной секции ГУАТ, куда истекает газ из пробки сжатого газа у торца КНД представляют данные, представленные на рис. 4–7. На этих рисунках показано изменение во времени давления на датчике №5, расположенного в торце КНД, а также изменение плотности и температуры у торца КНД. Обратим внимание на принципиально важную особенность нестационарного процесса у торца КНД. На рис. 4 и 6 хорошо видно, что после прихода падающей ударной волны и образования отраженной ударной волны (первая «полочка» в распределениях параметров), наблюдается повторный значительный рост давления и температуры в пробке нагретого газа у торца КНД, обусловленных воздействием на эту область подходящей к торцу основной массы газа за контактным разрывом. Некие усредненные значения газодинамических параметров у торца КНД приведены для оценки в табл. 2. При этом напомним, что истечение газа через критическое сечение сопла, соединенного через фланец с торцом КНД будет происходить при критических параметрах

p^* , ρ^* [5]. Заметим, что температура и давление у торца КНД заметно превосходят температуру и давление за отраженной ударной волной. При этом время в течении которого наблюдаются повышенные параметры составляет порядка $10 \div 20$ мс. На рис. 7 показано распределение скорости вблизи датчиков № 2 и № 3. Хорошо видно, что начало падения максимальных значений температуры и давления хорошо коррелирует с приходом отраженной ударной волны к датчику № 2.

На рис. 5 показано распределение плотности у трех датчиков в КНД. Плотность у торца КВД не испытывает значительного роста, как вблизи датчика № 3, поскольку здесь весьма сильно возрастает температура.

На рисунках 8–12, 13–17, 18–22, 23–27, 28–32, 33–37, 38–42, 43–47, 48–52 показаны аналогичные расчетные данные для вариантов 2–10 соответственно. Представленные данные сгруппированы следующим образом.

В первой серии расчетов (варианты № 1–4 в табл. 1) для модификации ГУАТ-9 при одинаковом давлении в КВД (36 атм) увеличивается давление в КНД:

Вар. № 1 – $p_{\text{кнд}} = 0.01$ атм; Вар. № 2 – $p_{\text{кнд}} = 0.1$ атм; Вар. № 3 – $p_{\text{кнд}} = 0.5$ атм; Вар. № 4 – $p_{\text{кнд}} = 1.0$ атм.

Во второй серии расчетов (варианты № 5–8 в табл. 1) для модификации ГУАТ-12 при одинаковом давлении в КВД (36 атм) увеличивается давление в КНД:

Вар. № 1 – $p_{\text{кнд}} = 0.01$ атм; Вар. № 2 – $p_{\text{кнд}} = 0.1$ атм; Вар. № 3 – $p_{\text{кнд}} = 0.5$ атм; Вар. № 4 – $p_{\text{кнд}} = 1.0$ атм.

Результаты указанных серий расчетов при разных давлениях в КНД для двух модификаций ГУАТ даны на рис. 3–22 и 23–42. Обратим внимание на два примечательных факта:

- 1) распределения газодинамических функций вблизи датчиков давления идентичны для ГУАТ-9 и ГУАТ-12;
- 2) более протяженный отрезок времени с максимальными значениями давления и температуры у торца КНД наблюдается для ударной трубы ГУАТ-12.

Как уже отмечалось, в пределах каждой расчетной серии увеличивалось давление в КНД. При этом давление и температура за ФУВ, бегущей по невозмущенному газу в КНД закономерно уменьшаются. Однако, максимальное давление, формируемое у торца КНД даже несколько увеличивается от ~ 25 атм до ~ 31 атм. Усредненная температура падает от ~ 4700 К до ~ 850 К. Полученные расчетные данные дают основания полагать, что исследованный диапазон давлений в КНД (при заданном давлении в КВД) позволяет выполнить экспериментальное исследование по первичной ионизации в сжатом слое.

На рисунках 7, 12, 17, 22, 27, 32, 37, 42, 47, 52 показаны распределения скорости потока в лабораторной системе координат в местах расположения датчиков давления № 2 и 3. На этих рисунках хорошо видно, как для некоторых вариантов (например, вар. № 1) на датчик давления № 2 приходит отраженная от правого торца ударная волна. В месте расположения датчика № 3 систематически наблюдается резкое увеличение скорости при проходе ударной волны, которое сразу сменяется практически нулевой скоростью в области сжатия у правого торца КНД.

Для двух из исследованных вариантов были поставлены тестовые эксперименты [7], результаты которых в сравнении с расчетными данными приведены в табл. 2. Отметим превышение расчетных данных над экспериментальными по скорости фронта ударной волны и давлению за фронтом. Наиболее вероятным физическим объяснением данного расхождения является отличие реального процесса раскрытия клапана, разделяющего КВД и КНД в начальный момент времени от «идеального» исчезновения перегородки в расчетах.

Заключительные два расчетных варианта интересны пониженным исходным давлением в КВД. В этом случае усредненное давление в пробке сжатого газа у торца КНД оказывается значительно ниже $p \sim 5$ атм (рис. 44 и 49), чем в предыдущих вариантах ($p_{\text{квд}} = 36$ атм). Однако температура газа оказывается весьма высокой $T \sim 900$ К (рис. 46 и 51).

Фактически это означает, что в распоряжении экспериментаторов имеется богатый набор возможных исходных данных для формирования параметров истекающего в измерительную секцию газа. Влияние этих параметров на формирование газодинамической структуры сверхзвуковых струй, истекающих в измерительную секцию и определяющих исходные данные моделирования обтекания аэродинамических моделей, анализируется в работе [8], а исходные данные берутся из табл. 3, сформированной по результатам данных расчетов.

На рис. 53 показано распределение давления в объединенной секции КВД и КНД в разные моменты времени после раскрытия клапана вплоть до времени $t = 143$ мс, когда ударная волна более, чем два раза достигнет правого торца КНД. Эти данные позволяют увидеть наиболее важные фазы ударно-волнового процесса взаимодействия ударной волны с торцами ударной трубы.

Отметим разные фазы движения фронта ударной волны в объединенной области КВД и КНД. Начальная фаза распада произвольного разрыва показана кривой (1) на рис. 53, *а*. Кривая (2) фиксирует подход ФУВ к правому торцу КНД. К этому моменту давление в КВД упало почти в два раза. Однородные параметры за ФУВ наблюдаются на отрезке $600 < x < 1040$ см. Третья кривая показывает распределение давления при начале отражения ударной волны от торца. Эту фазу можно назвать классической конфигурацией отраженной ударной волны. Кривая (4) показывает возросшее давление у правого торца КНД, обусловленное подходом контактной поверхности. В момент времени соответствующим кривой (4) контактная поверхность достигает расстояния $x_{\text{cnt}} = 1171$ см.

Кривая (5) отвечает движению фронта ударной волны в направлении КВД. Кривая (6) на рис. 53, *б* фиксирует заметно ослабевшую ударную волну, подходящую к левому торцу КВД. Кривая (7) показывает распределение давления при отражении от левого торца КВД, а кривые (8) и (9) показывают движение отраженной ударной волны по направлению к правому торцу КНД. Кривые (10) и (11) на рис. 53, *в* фиксируют две фазы отражения ударной волны от правого торца КНД. Далее (кривые (12), (13), (14) и (15)) повторяется фаза подхода ударной волны к левому торцу КВД, отражение и движение отраженной ударной волны в направлении правого торца КНД. Заметим, что применительно к ударной трубе ГУАТ аналогичные предварительные данные были продемонстрированы в [9].

В заключение подчеркнем, что полученные в данной работе данные по ударно-волновым процессам в рабочей зоне ударной трубы (КВД+КНД) дают правильное качественное представление и достаточно точно предсказывают количественные характеристики этого взаимодействия, однако следует иметь в виду, что решена весьма идеализированная задача о движении газа на основе уравнений Эйлера. Учет образования пограничных слоев и их взаимодействия с ударными волнами, а также возможных эффектов возникновения неустойчивости во фронтах ударных волн (типа Рихтмайера–Мешкова), приведет к заметным количественным изменениям. Подробно эти и множество других эффектов, проявляющихся в аэродинамических трубах разных классов, рассмотрены в [10].

4. Заключение

В работе представлена компьютерная (цифровая) модель ударно-волновых процессов в рабочей зоне экспериментального стенда Гиперзвуковая Ударная Аэродинамическая Труба (ГУАТ) Лаборатории Радиационной газовой динамики ИПМех РАН. Используются реальные размеры двух модификаций ударной трубы: УТ-9 и УТ-12, а также типичный набор параметров (давление в камере высокого и низкого давления, КВД и КНД), реализуемых в физических экспериментах.

Компьютерная модель основана на численном интегрировании системы уравнений Эйлера, неразрывности и сохранения полной энергии для совершенного газа.

Дана методика оценки достоверности результатов численного моделирования с использованием классической теории ударной волны в совершенном газе.

Представлены результаты расчетов ударно-волновых процессов в объединенной секции КВД и КНД на сетках 10 000 узлов.

Выполнено численное исследование газодинамических параметров, формируемых у торца КНД, соединенного с соплом, обеспечивающим сверхзвуковое истечение в измерительную секцию аэродинамической установки (ресивер), для разных давлений в КВД и КНД. Проведено систематическое исследование влияние исходного давления в КНД на формируемые условия вблизи торца КНД при постоянном исходном давлении в КВД.

Приведено сравнение с экспериментальными данными по скорости ударной волны и давлению на датчиках, расположенных заподлицо с внутренней поверхностью ударной трубы.

В заключение сформулированы типичные параметры вблизи правого торца ударной трубы, которые определяют условия истечения газа в измерительную секцию испытательного стенда.

Работа выполнена по теме государственного задания (№ госрегистрации АААА-А20-120011690135-5) и при поддержке гранта РФФИ 19-01-00515.

Литература

1. Котов М.А., Рулева Л.Б., Солодовников С.И. Повышение точности экспериментальных работ на ГУАТ//Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2014. Т.15, вып. 1.
<http://chemphys.edu.ru/issues/2014-15-1/articles/105/>
2. Sod G.A. A Survey of Several Finite Difference Methods for Systems of Nonlinear Hyperbolic Conservation Laws. *Journal of Computational Physics*, Elsevier, 1978, 27 (1), pp.1–31. 10.1016/0021-9991(78)90023-2
3. Кочин Н.Е., Кибель Н.А., Розе Н.В. Теоретическая гидромеханика. Ч. I и II. Изд. 4-е перераб. и доп. М.: Физматгиз. 1963.
4. Edwards, J.R., Liou, M.-S. Low-Diffusion Flux-Splitting Methods for Flow at all Speeds // *AIAA Journal*. 1998. Vol.36. № 9. Pp. 1610–1617.
5. Райзер Ю.П. Введение в гидрогазодинамику и теорию ударных волн для физиков. Учебное пособие. Долгопрудный: Издательский Дом «Интеллект» 2011. 432 с.
6. Стулов В.П. Лекции по газовой динамике. Учебник. – М.: Физматлит. 2004. 192 с.
7. Рулева Л.Б., Солодовников С.И. Частное сообщение. Декабрь 2020 г.
8. Суржиков С.Т. Расчетные исходные данные для решения тестовых задач в измерительной секции гиперзвуковой ударной аэродинамической трубы ГУАТ лаборатории РадГД ИПМех РАН// Физико-химическая кинетика в газовой динамике.2021. Т. 22, вып. 1.
<http://chemphys.edu.ru/issues/2021-22-1/articles/931/>
9. Кузенов В.В., Котов М.А. Одномерные математические модели теплофизических процессов в различных типах ударных труб. М.: ИПМех РАН, Препринт №1045. 2013. 53 с.
10. Краснов Н.Ф., Кошевой В.Н., Данилов А.Н., Захарченко В.Ф., Боровский Е.Э., Хлупнов А.И. Прикладная аэродинамика. Под ред. Краснова Н.Ф. Учебное пособие для вузов. М.: "Высшая школа". 1974. 731 с.

References

1. Kotov, M. A., Ruleva, L. B., Solodovnikov, S. I., “Improving accuracy experimental works in hypersonic shock aerodynamic tube,” *Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics*, Vol. 15, No. 1, 2014. <http://chemphys.edu.ru/issues/2014-15-1/articles/105/>
2. Sod, G. A., “A Survey of Several Finite Difference Methods for Systems of Nonlinear Hyperbolic Conservation Laws,” *Journal of Computational Physics, Elsevier*, Vol. 27, No. 1, 1978, pp. 1–31. 10.1016/0021-9991(78)90023-2
3. Kochin, N. E., Kibel', N. A., Roze, N. V., *Teoreticheskaja gidromehanika* (Theoretical hydromechanics), Ch. I i II, Izd. 4-e pererab. i dop., M.: Fizmatgiz, 1963.

4. Edwards, J. R., Liou, M.-S., “Low-Diffusion Flux-Splitting Methods for Flow at all Speeds,” *AIAA Journal*, Vol. 36, No. 9, 1998, pp. 1610–1617.
5. Rajzer, Ju. P., *Vvedenie v gidrogazodinamiku i teoriju udarnyh voln dlja fizikov. Uchebnoe posobie* (Introduction to the hydro- gasdynamics and theory of shock waves for physicists. Train aid), Dolgoprudnyj: Izdatel'skij Dom «Intellect», 2011, 432 p.
6. Stulov, V. P., *Lekcii po gazovoj dinamike. Uchebnik* (Lectures on Gas Dynamics. Textbook), M.: Fizmatlit, 2004, 192 p.
7. Ruleva, L. B., Solodovnikov, S. I., Chastnoe soobshhenie, Dekabr' 2020.
8. Surzhikov, S. T., “Calculated Initial Data for Solving Test Problems in the Measuring Section of the Hypersonic Shock Wind Tunnel (HSWT) of the RadGD Laboratory of IPMech RAS,” *Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics*, Vol. 22, No. 1, 2021. <http://chemphys.edu.ru/issues/2021-22-1/articles/931/>
9. Kuzenov, V. V., Kotov, M. A., *Odnomernye matematicheskie modeli teplofizicheskikh processov v razlichnyh tipah udarnyh trub* (One-dimensional mathematical models of thermophysical processes in different types of shock tubes), M.: IPMeh RAN, Preprint № 1045, 2013, 53 p.
10. Krasnov, N. F., Koshevoj, V. N., Danilov, A. N., Zaharchenko, V. F., Borovskij, E. Je., Hlupnov, A. I., *Prikladnaja aerodinamika. Pod red. Krasnova N.F. Uchebnoe posobie dlja vtuzov* (Applied aerodynamics. Edited by Krasnov, N. F., Textbook for universities and colleges), M.: "Vysshaja shkola", 1974, 731 p.

Таблица 1

Результаты расчетов газодинамических параметров за ФУВ по классической модели ударных волн

№ Вар.	УТ#	$p_{квд}$, атм	$p_0 = p_{кнд}$, атм	T_0 , К	ρ_0 , г/см ³	D_f , м/с	M_0	p_1 , атм	T_1 , К	ρ_1 , г/см ³	u_1 , м/с	M_1	M_{f1}
1	УТ-9	36	0.01	297	0.117×10^{-4}	1280	3.7	0.154	1070	5.130×10^{-5}	973	1.5	0.444
2	УТ-9	36	0.10	297	0.117×10^{-3}	976	2.83	0.898	732	0.428×10^{-3}	704	1.3	0.486
3	УТ-9	36	0.50	297	0.587×10^{-3}	781	2.26	2.850	565	0.176×10^{-2}	518	1.09	0.539
4	УТ-9	36	1.00	297	0.117×10^{-2}	699	2.02	4.520	504	0.313×10^{-2}	434	0.97	0.573
5	УТ-12	36	0.01	297	0.117×10^{-4}	128	3.7	0.154	1070	5.130×10^{-4}	973	1.5	0.444
6	УТ-12	36	0.10	297	0.117×10^{-3}	976	2.83	0.898	732	0.428×10^{-3}	704	1.3	0.486
7	УТ-12	36	0.50	297	0.587×10^{-2}	781	2.26	2.850	565	0.176×10^{-2}	518	1.09	0.539
8	УТ-12	36	1.00	297	0.117×10^{-2}	699	2.02	4.520	504	0.313×10^{-2}	434	0.97	0.573
9	УТ-9	7.0	0.20	297	0.176×10^{-3}	731	2.12	0.742	526	0.492×10^{-3}	465	1.01	0.559
10	УТ-9	7.0	0.15	297	0.235×10^{-3}	697	2.02	0.896	501	0.623×10^{-3}	431	0.92	0.574

Примечание:

p_0, T_0, ρ_0 – давление, температура и плотность в невозмущенном газе в КНД;

D_f, M_0 – скорость и число Маха ФУВ движения по невозмущенному газу КНД (в лабораторной системе координат);

$p_1, T_1, \rho_1, u_1, M_1$ – давление, температура, плотность, скорость и число Маха за ФУВ в лабораторной системе координат;

M_{f1} – число Маха за ФУВ в системе координат, связанной с ФУВ

Таблица 2

Сравнение экспериментальных и расчетных данных по скорости движения ФУВ и давлению за фронтом в падающей ударной волне

№ Вар.	УТ#	$p_{квд}$, атм	$p_{кнд}$, атм	D_f , м/с		p_1 , атм	
				Эксп.	Расчет	Эксп.	Расчет
2	УТ-9	36	0.1	833	976	0.62	0.898
				833		0.65	
3	УТ-9	36	0.5	602	781	1.54	2.85
				653		1.52	
				645		1.73	

Таблица 3

Исходные данные для решения тестовых задач ГУАТ в измерительной секции

№ Вар.	УТ#	$p_{квд}$, атм	$p_{кнд}$, атм	$\langle P_s \rangle$, атм	$\langle T_s \rangle$, К
1	УТ-9	36	0.01	25	4700
2	УТ-9	36	0.1	25	2000
3	УТ-9	36	0.5	30	1150
4	УТ-9	36	1.0	31	850
5	УТ-12	36	0.01	25	4750
6	УТ-12	36	0.1	25	2000
7	УТ-12	36	0.5	30	1150
8	УТ-12	36	1.0	31	850
9	УТ-9	7	0.2	6	950
10	УТ-9	7	0.15	4	850

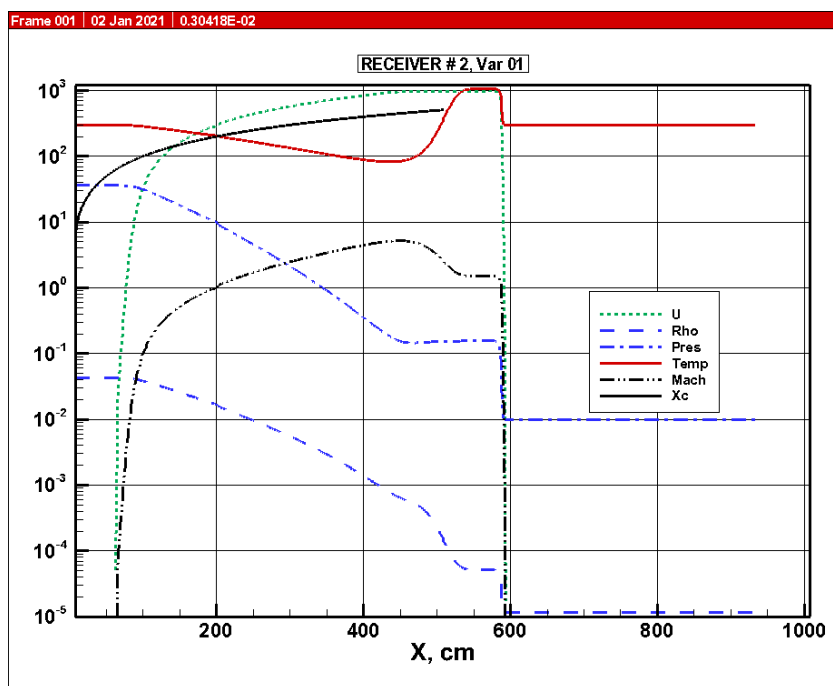


Рис. 3, а. Распределения газодинамических параметров в ударной волне, достигшей датчик давления #2: U – скорость газа в лабораторной системе координат в м/с; Rho – плотность в г/см³; $Pres$ – давление в эрг/см³; $Temp$ – температура в К; $Mach$ – число Маха газа в лабораторной системе координат; X_c – координата границы контактной поверхности в см. Расчетный вариант № 1

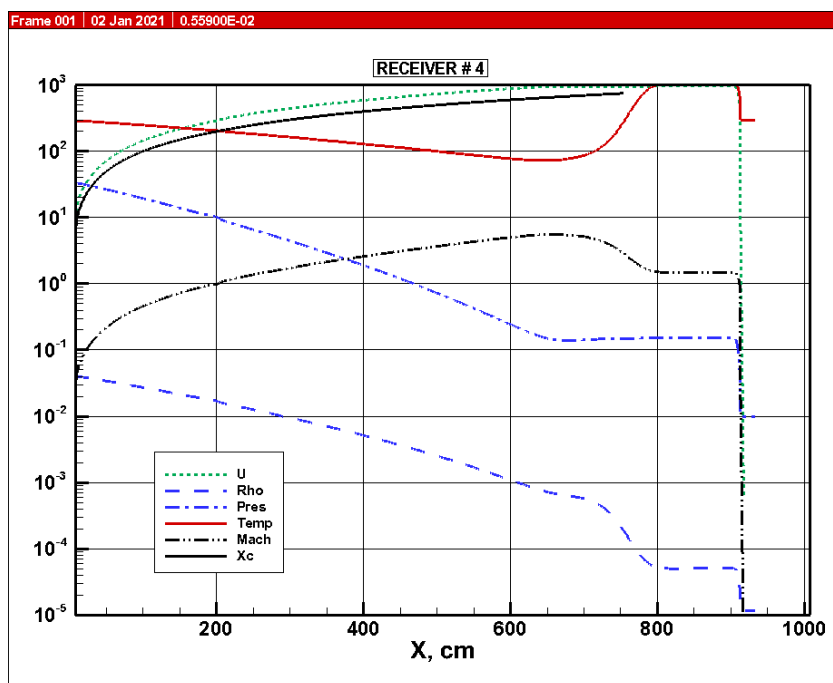


Рис. 3, б. Распределения газодинамических параметров в ударной волне, достигшей датчик давления #3: U – скорость газа в лабораторной системе координат в м/с; Rho – плотность в г/см³; $Pres$ – давление в эрг/см³; $Temp$ – температура в К; $Mach$ – число Маха газа в лабораторной системе координат; X_c – координата границы контактной поверхности в см. Расчетный вариант № 1

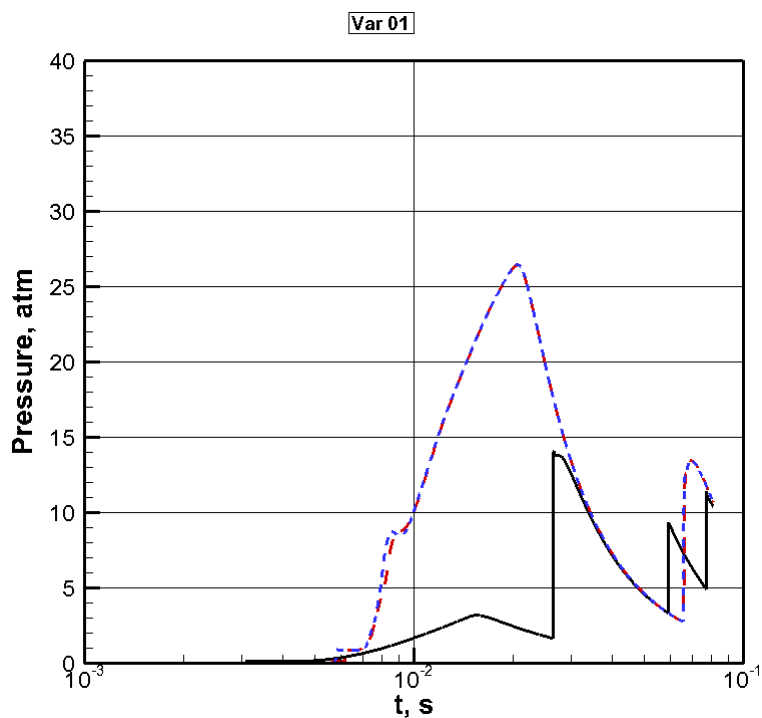


Рис. 4. Зависимость давления от времени в месте расположения датчиков #2 (сплошная кривая), #3 (красная штриховая) и #5 (синяя пунктирная). Расчетный вариант № 1

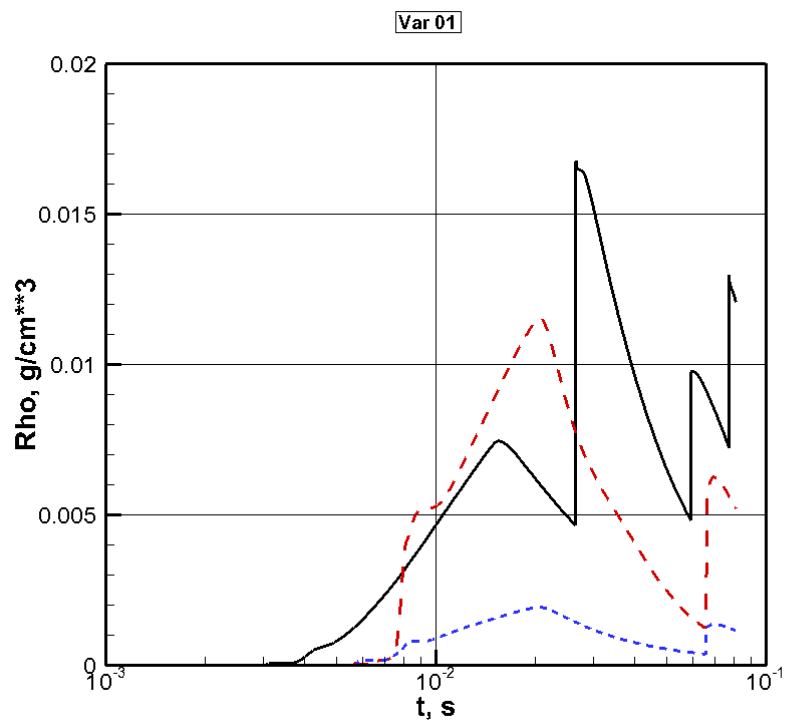


Рис. 5. Зависимость плотности от времени в месте расположения датчиков #2 (сплошная кривая), #3 (красная штриховая) и #5 (синяя пунктирная). Расчетный вариант № 1

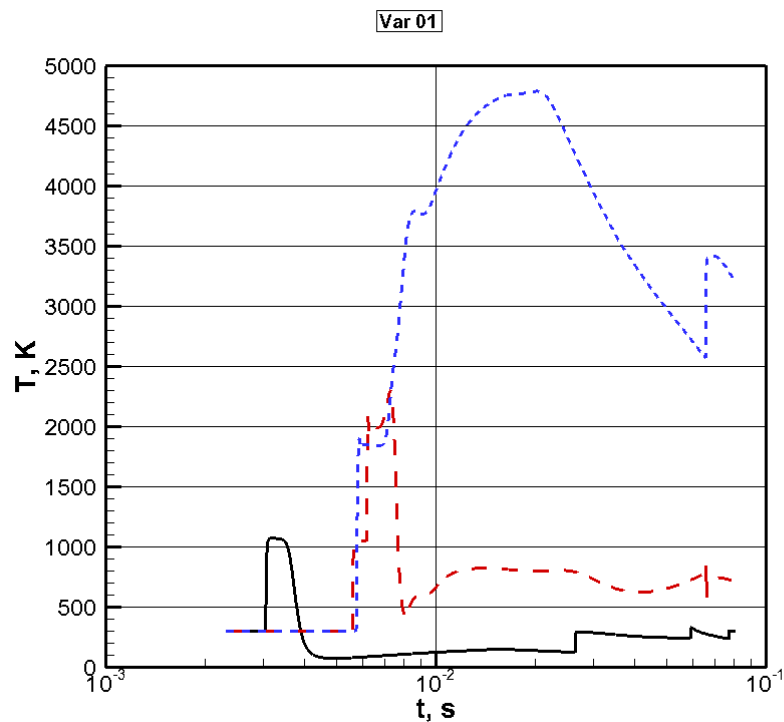


Рис. 6. Зависимость температуры от времени в месте расположения датчиков #2 (сплошная кривая), #3 (красная штриховая) и #5 (синяя пунктирная). Расчетный вариант № 1

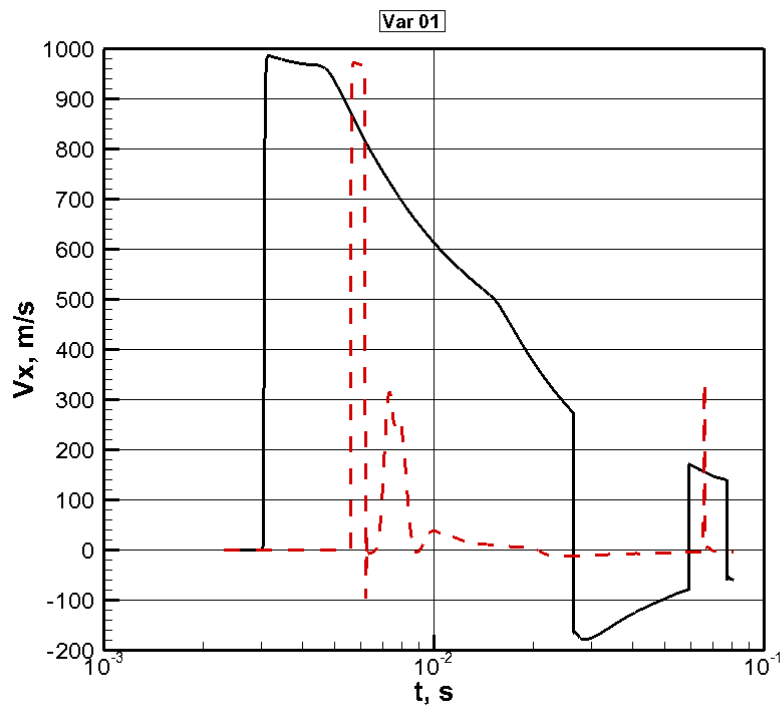


Рис. 7. Зависимость скорости от времени в месте расположения датчиков #2 (сплошная кривая) и #3 (красная штриховая). Расчетный вариант № 1

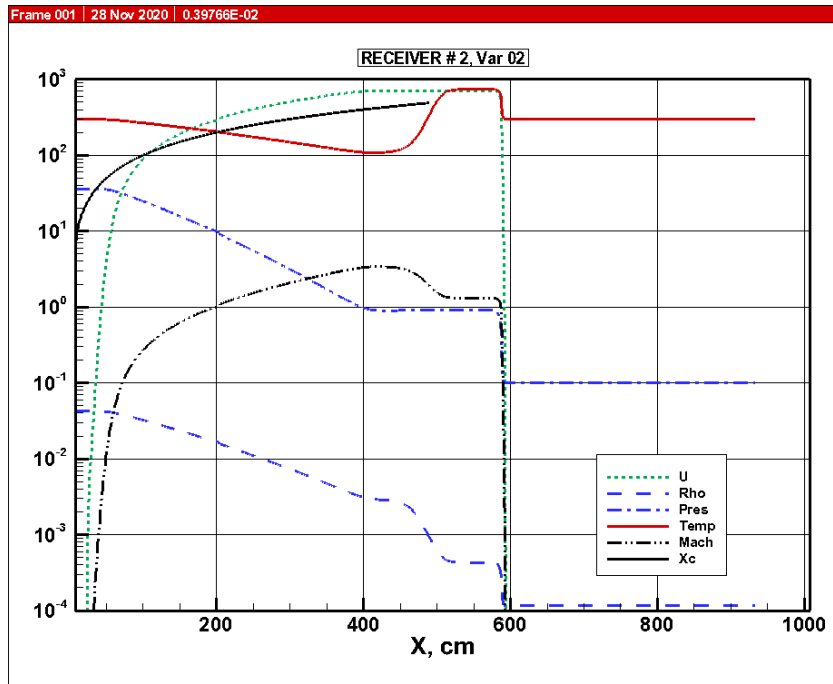


Рис. 8, а. Распределения газодинамических параметров в ударной волне, достигшей датчик давления #2: U – скорость газа в лабораторной системе координат в м/с; Rho – плотность в г/см³; $Pres$ – давление в эрг/см³; $Temp$ – температура в К; $Mach$ – число Маха газа в лабораторной системе координат; X_c – координата границы контактной поверхности в см. Расчетный вариант № 2

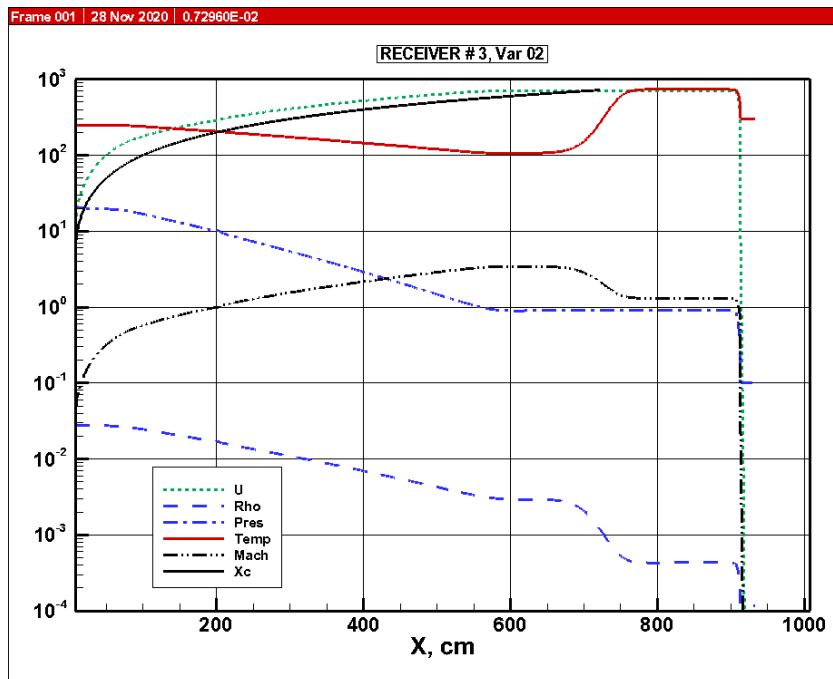


Рис. 8, б. Распределения газодинамических параметров в ударной волне, достигшей датчик давления #3: U – скорость газа в лабораторной системе координат в м/с; Rho – плотность в г/см³; $Pres$ – давление в эрг/см³; $Temp$ – температура в К; $Mach$ – число Маха газа в лабораторной системе координат; X_c – координата границы контактной поверхности в см. Расчетный вариант № 2

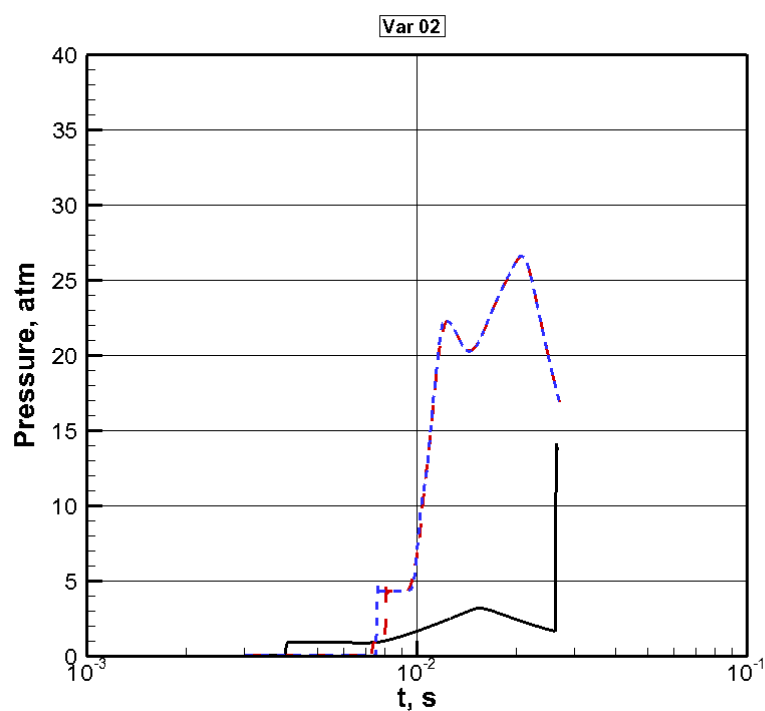


Рис. 9. Зависимость давления от времени в месте расположения датчиков #2 (сплошная кривая), #3 (красная штриховая) и #5 (синяя пунктирная). Расчетный вариант № 2

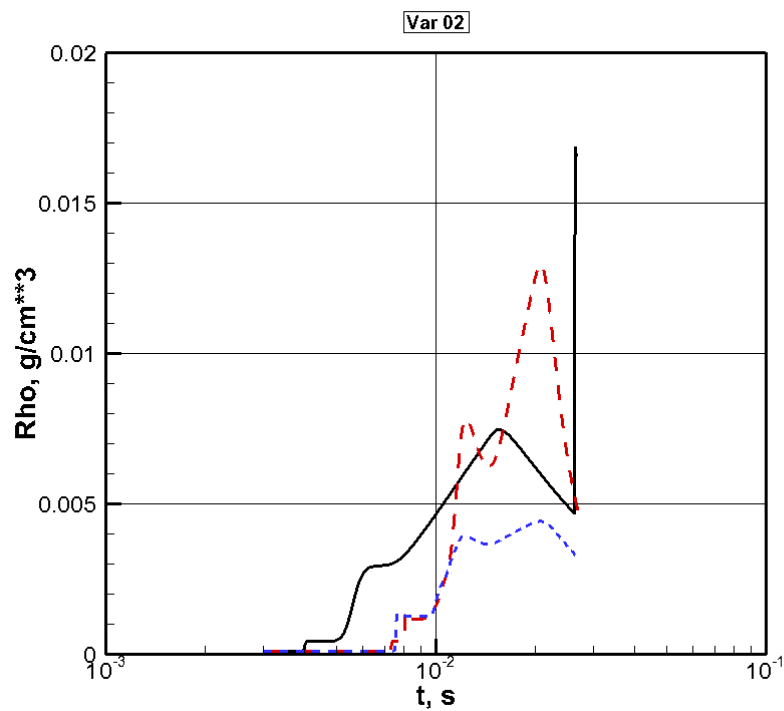


Рис. 10. Зависимость плотности от времени в месте расположения датчиков #2 (сплошная кривая), #3 (красная штриховая) и #5 (синяя пунктирная). Расчетный вариант № 2

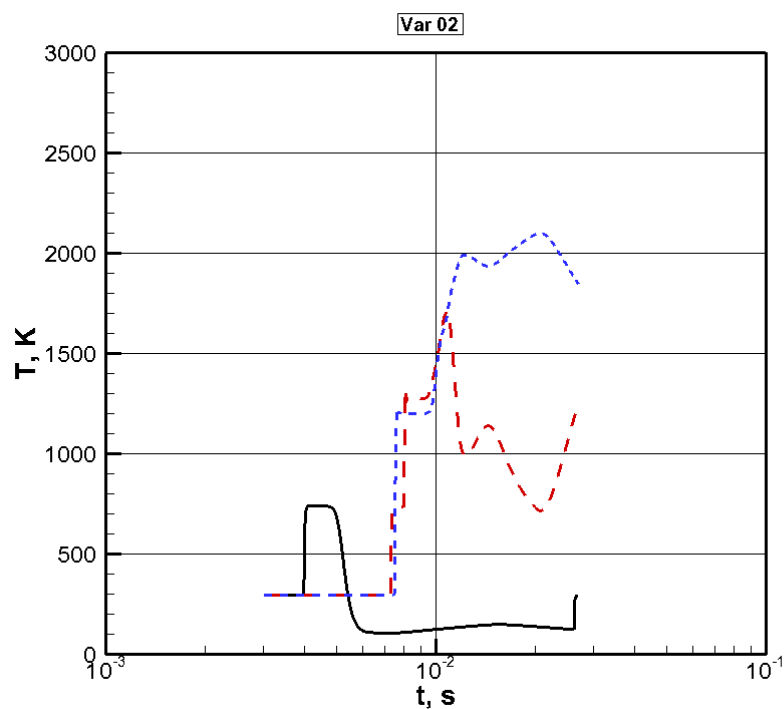


Рис. 11. Зависимость температуры от времени в месте расположения датчиков #2 (сплошная кривая), #3 (красная штриховая) и #5 (синяя пунктирная). Расчетный вариант № 2

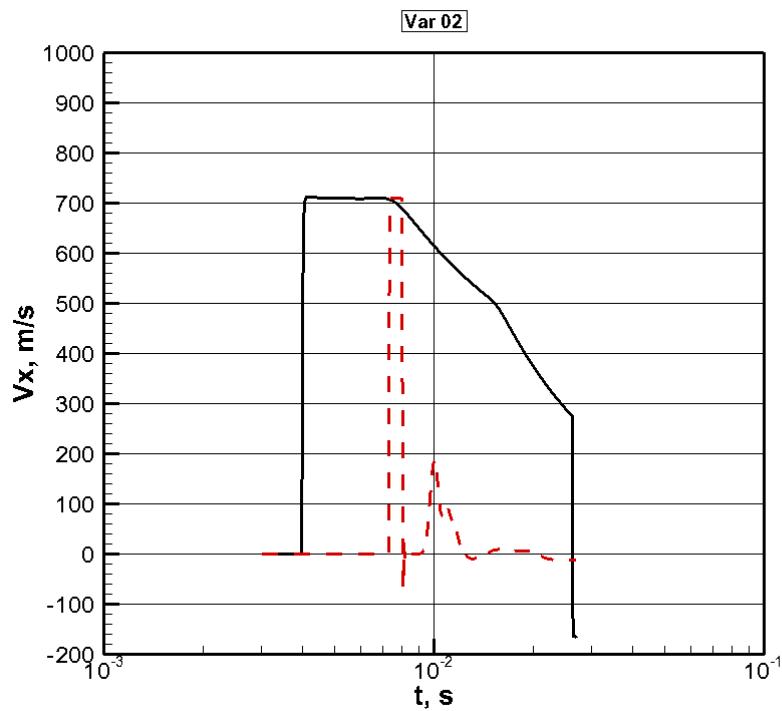


Рис. 12. Зависимость скорости от времени в месте расположения датчиков #2 (сплошная кривая) и #3 (красная штриховая). Расчетный вариант № 2

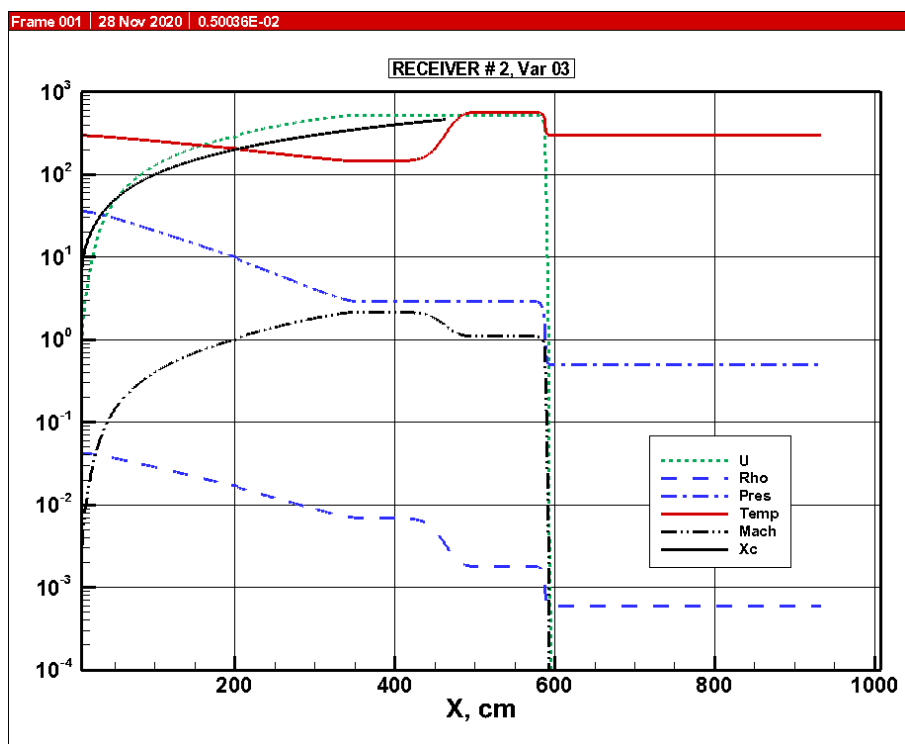


Рис. 13, а. Распределения газодинамических параметров в ударной волне, достигшей датчик давления #2: U – скорость газа в лабораторной системе координат в м/с; Rho – плотность в $г/см^3$; $Pres$ – давление в эрг/ $см^3$; $Temp$ – температура в К; $Mach$ – число Маха газа в лабораторной системе координат; X_c – координата границы контактной поверхности в см. Расчетный вариант № 3

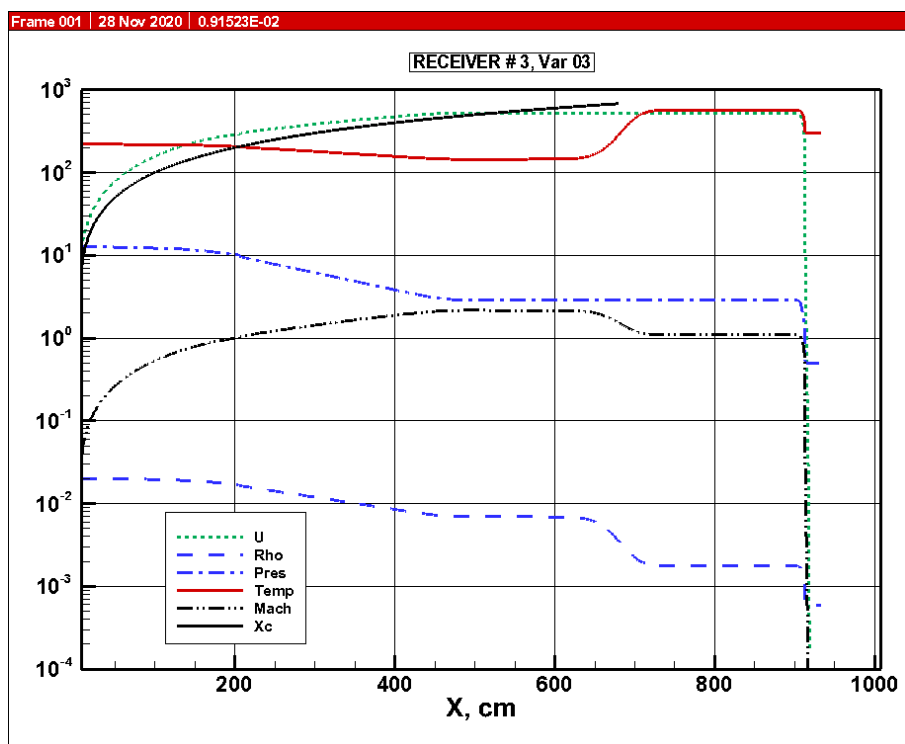


Рис. 13, б. Распределения газодинамических параметров в ударной волне, достигшей датчик давления #3: U – скорость газа в лабораторной системе координат в м/с; Rho – плотность в $г/см^3$; $Pres$ – давление в эрг/ $см^3$; $Temp$ – температура в К; $Mach$ – число Маха газа в лабораторной системе координат; X_c – координата границы контактной поверхности в см. Расчетный вариант № 3

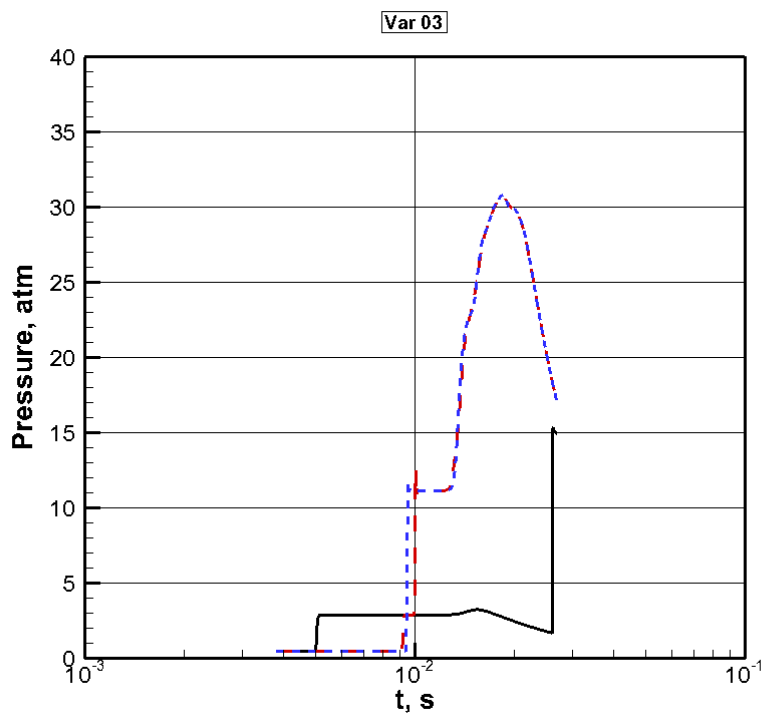


Рис. 14. Зависимость давления от времени в месте расположения датчиков #2 (сплошная кривая), #3 (красная штриховая) и #5 (синяя пунктирная). Расчетный вариант № 3

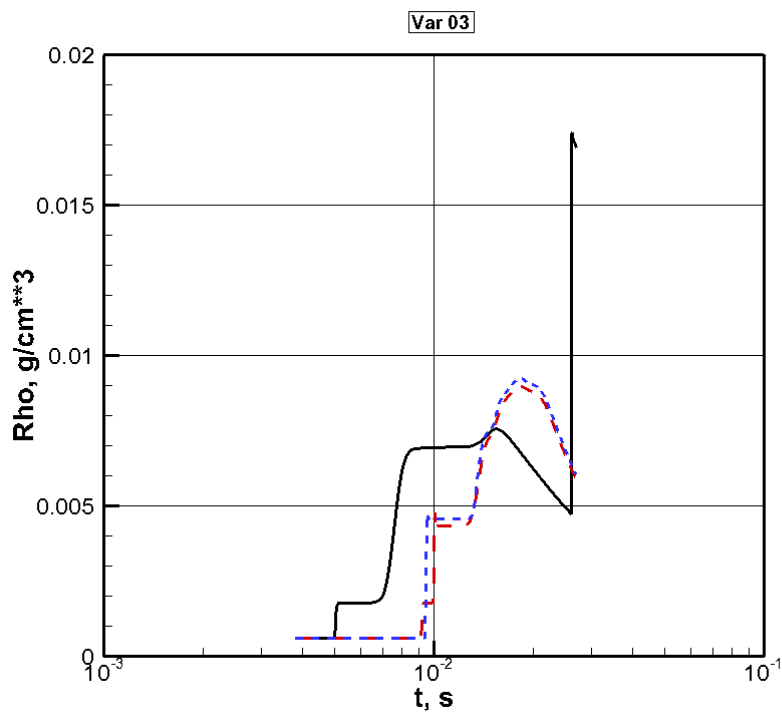


Рис. 15. Зависимость плотности от времени в месте расположения датчиков #2 (сплошная кривая), #3 (красная штриховая) и #5 (синяя пунктирная). Расчетный вариант № 3

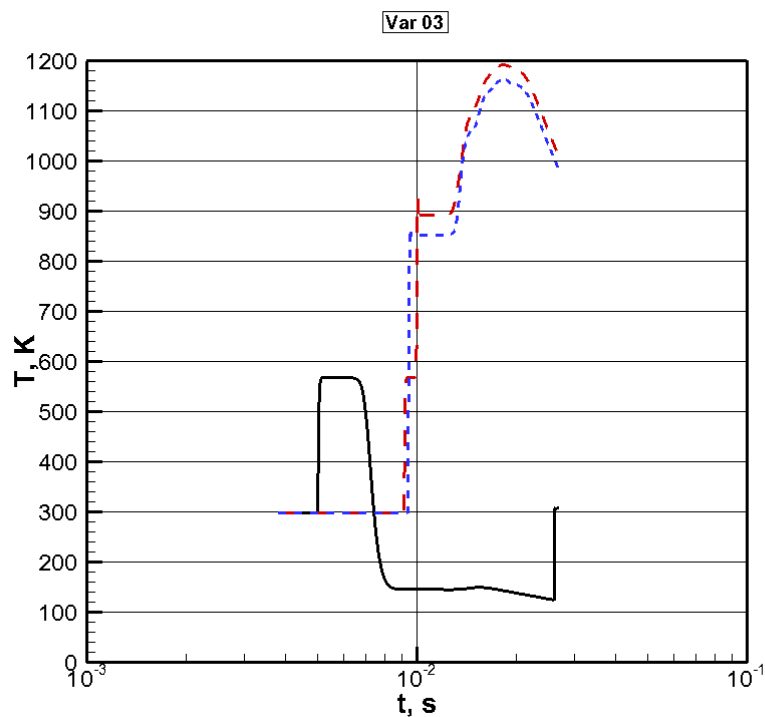


Рис. 16. Зависимость температуры от времени в месте расположения датчиков #2 (сплошная кривая), #3 (красная штриховая) и #5 (синяя пунктирная). Расчетный вариант № 3

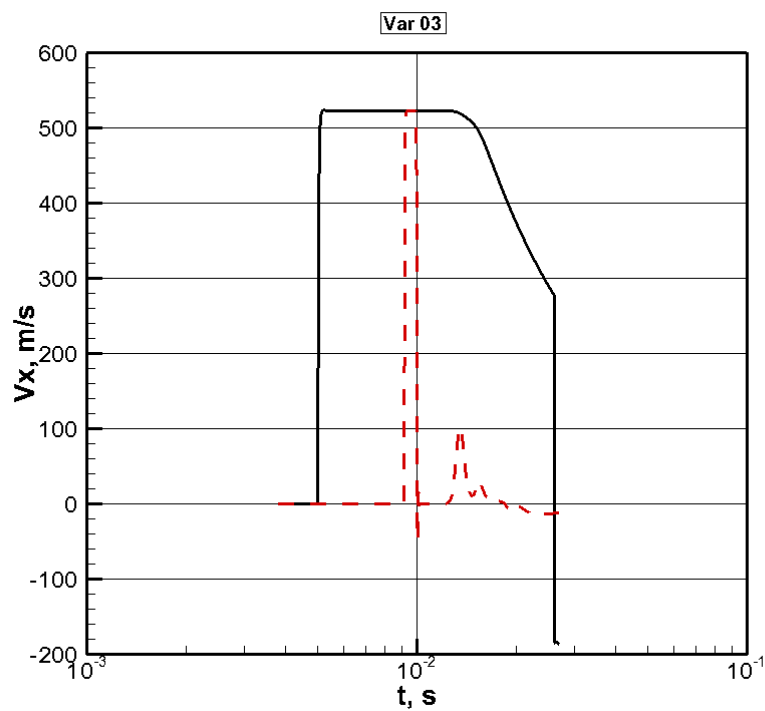


Рис. 17. Зависимость скорости от времени в месте расположения датчиков #2 (сплошная кривая) и #3 (красная штриховая). Расчетный вариант № 3

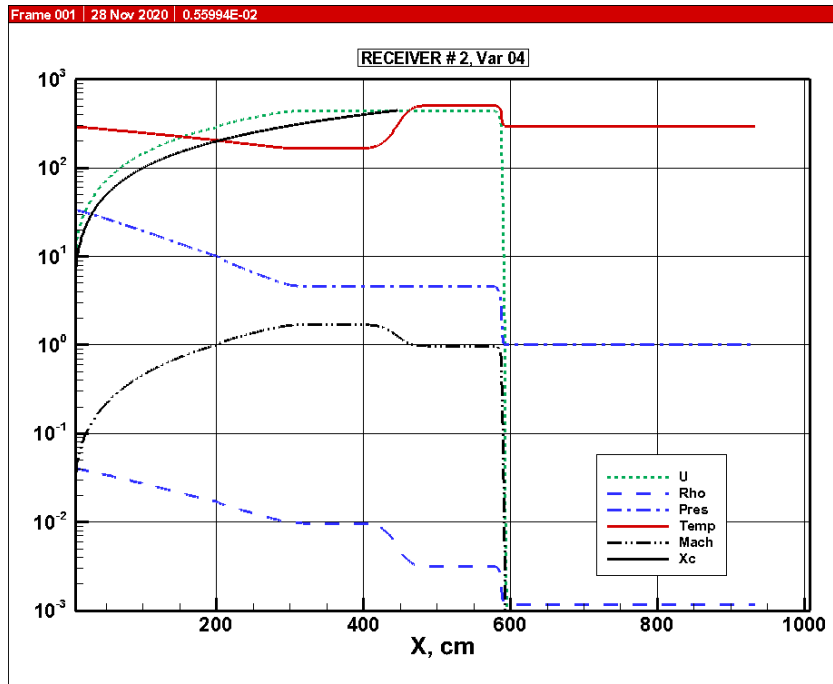


Рис. 18, а. Распределения газодинамических параметров в ударной волне, достигшей датчик давления #2: U – скорость газа в лабораторной системе координат в м/с; Rho – плотность в г/см³; $Pres$ – давление в эрг/см³; $Temp$ – температура в К; $Mach$ – число Маха газа в лабораторной системе координат; X_c – координата границы контактной поверхности в см. Расчетный вариант № 4

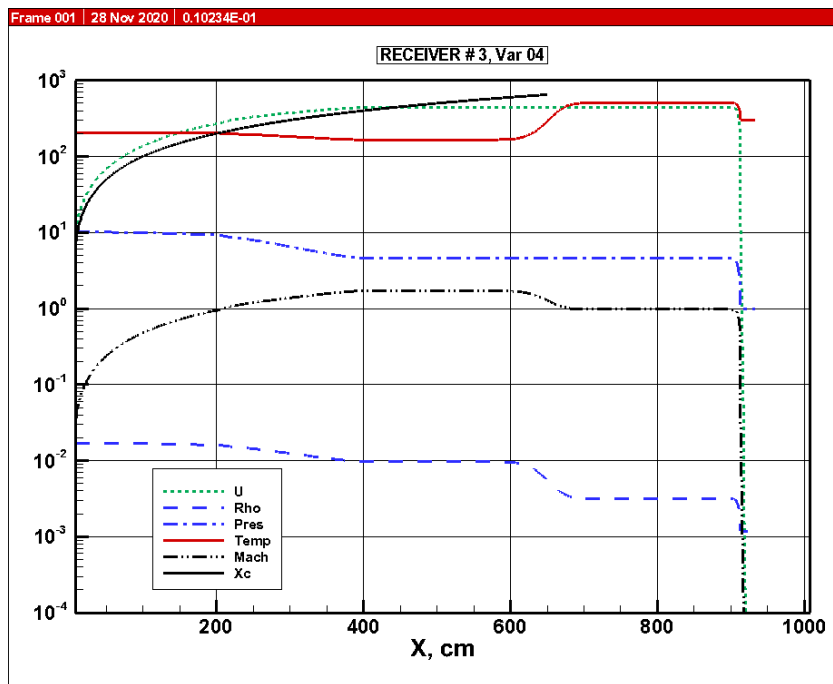


Рис. 18, б. Распределения газодинамических параметров в ударной волне, достигшей датчик давления #3: U – скорость газа в лабораторной системе координат в м/с; Rho – плотность в г/см³; $Pres$ – давление в эрг/см³; $Temp$ – температура в К; $Mach$ – число Маха газа в лабораторной системе координат; X_c – координата границы контактной поверхности в см. Расчетный вариант № 4

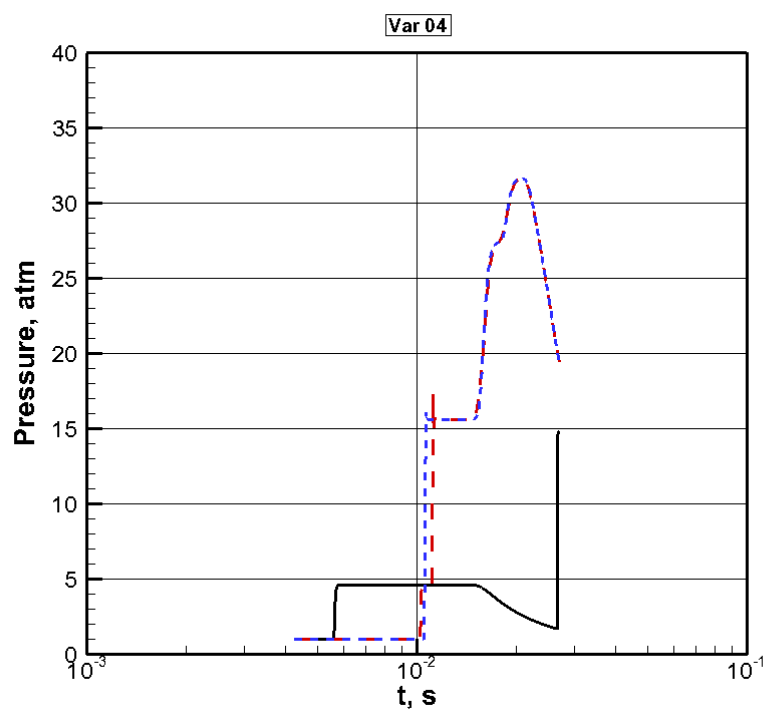


Рис. 19. Зависимость давления от времени в месте расположения датчиков #2 (сплошная кривая), #3 (красная штриховая) и #5 (синяя пунктирная). Расчетный вариант № 4

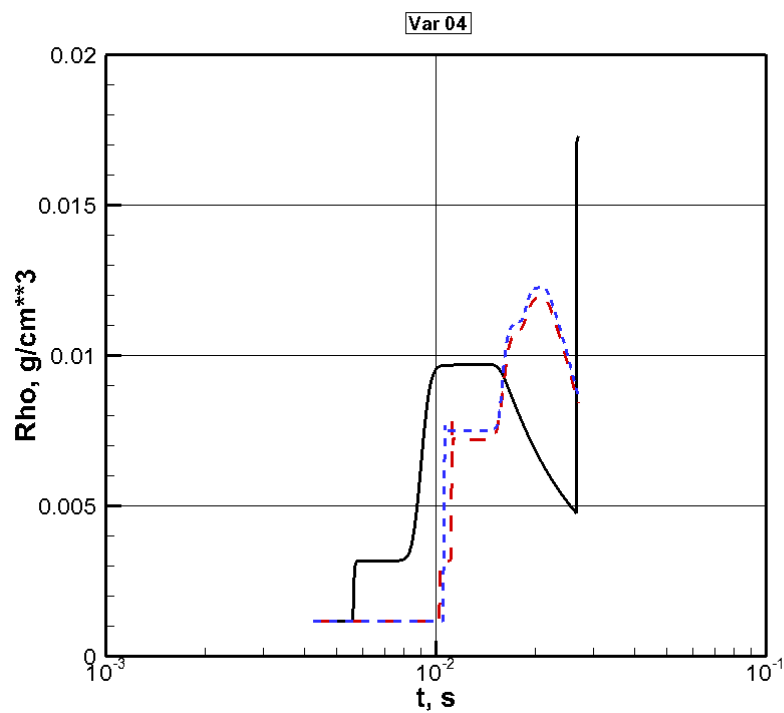


Рис. 20. Зависимость плотности от времени в месте расположения датчиков #2 (сплошная кривая), #3 (красная штриховая) и #5 (синяя пунктирная). Расчетный вариант № 4

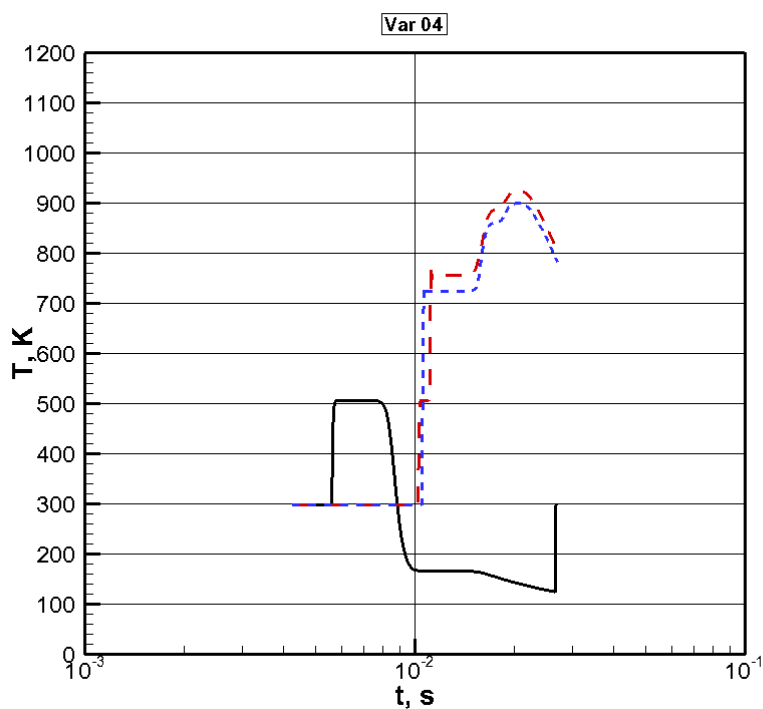


Рис. 21. Зависимость температуры от времени в месте расположения датчиков #2 (сплошная кривая), #3 (красная штриховая) и #5 (синяя пунктирная). Расчетный вариант № 4

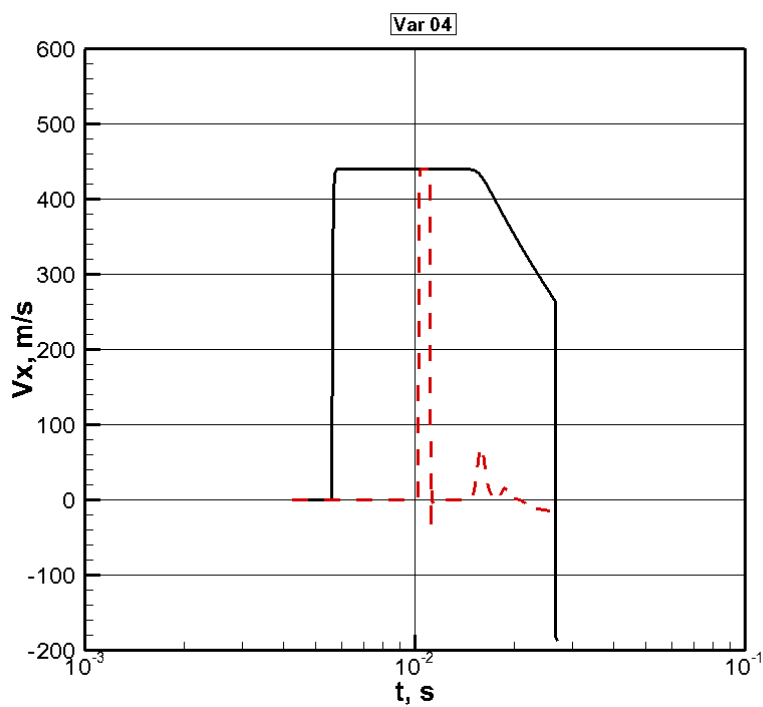


Рис. 22. Зависимость скорости от времени в месте расположения датчиков #2 (сплошная кривая) и #3 (красная штриховая). Расчетный вариант № 4

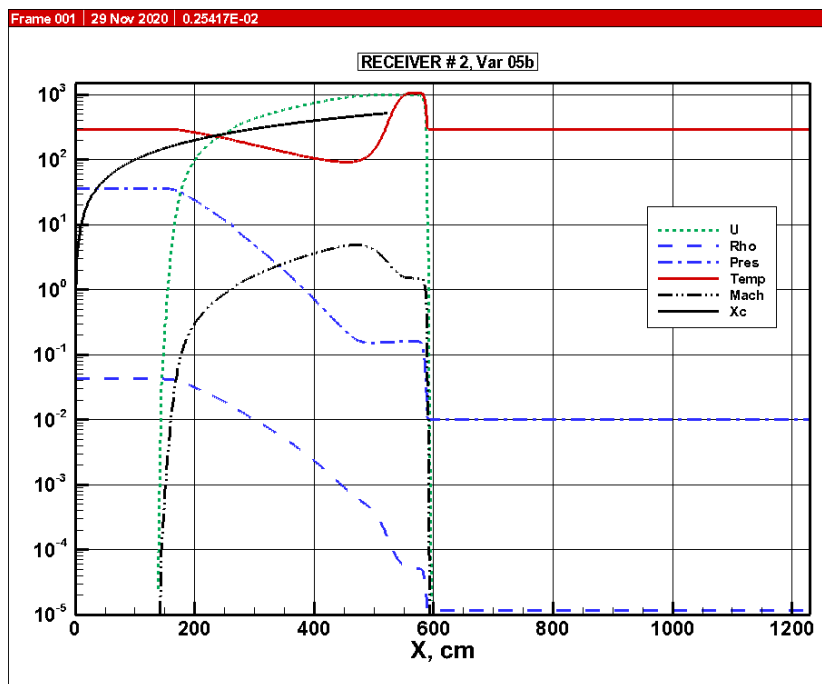


Рис. 23, а. Распределения газодинамических параметров в ударной волне, достигшей датчик давления #2: U – скорость газа в лабораторной системе координат в м/с; Rho – плотность в г/см³; Pres – давление в эрг/см³; Temp – температура в К; Mach – число Маха газа в лабораторной системе координат; X_c – координата границы контактной поверхности в см. Расчетный вариант № 5

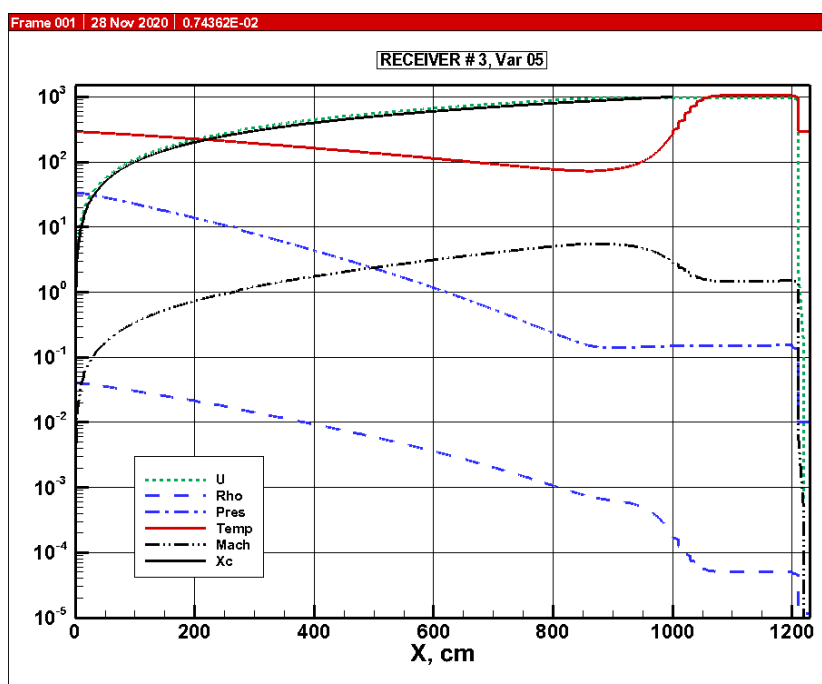


Рис. 23, б. Распределения газодинамических параметров в ударной волне, достигшей датчик давления #3: U – скорость газа в лабораторной системе координат в м/с; Rho – плотность в г/см³; Pres – давление в эрг/см³; Temp – температура в К; Mach – число Маха газа в лабораторной системе координат; X_c – координата границы контактной поверхности в см. Расчетный вариант № 5

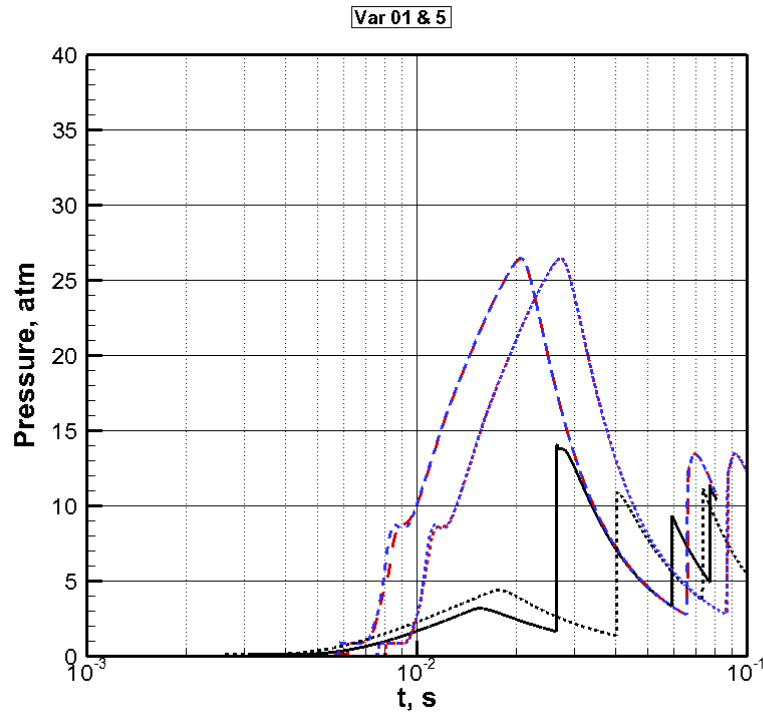


Рис. 24. Зависимость давления от времени в месте расположения датчиков #2 (пунктирная черная кривая), #3 (красная пунктирная кривая) и #5 (синяя пунктирная кривая). Расчетный вариант № 5.

Зависимость давления от времени в месте расположения датчиков #2 (сплошная кривая), #3 (красная штриховая) и #5 (синяя штриховая). Расчетный вариант № 1

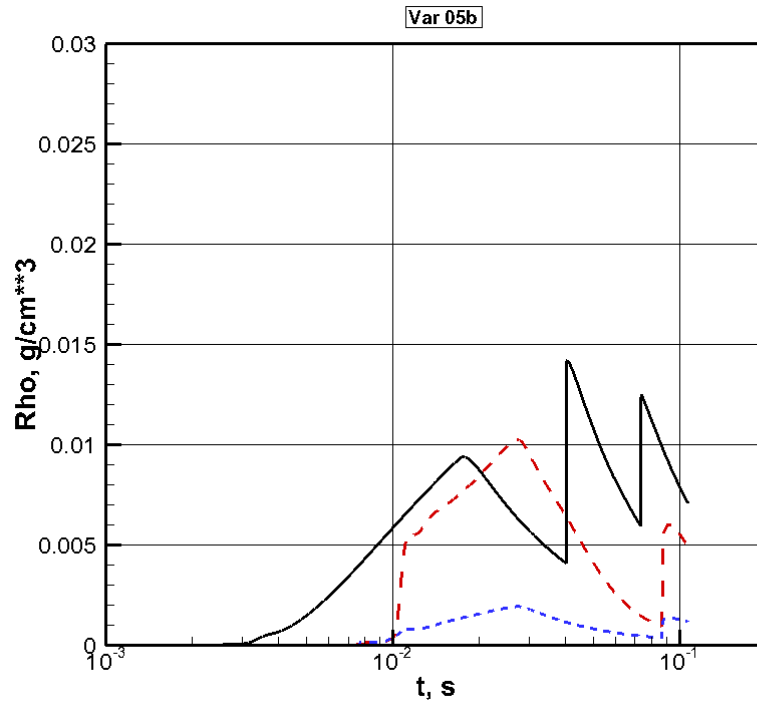


Рис. 25. Зависимость плотности от времени в месте расположения датчиков #2 (сплошная кривая), #3 (красная штриховая) и #5 (синяя пунктирная). Расчетный вариант № 5

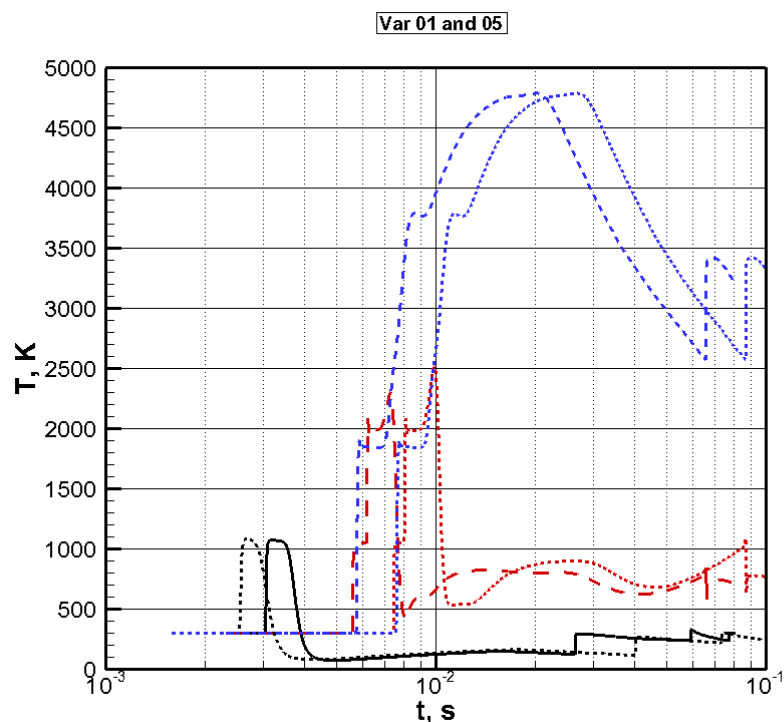


Рис. 26. Зависимость температуры от времени в месте расположения датчиков #2 (пунктирная черная кривая), #3 (красная пунктирная кривая) и #5 (синяя пунктирная кривая). Расчетный вариант № 5.

Зависимость температуры от времени в месте расположения датчиков #2 (сплошная кривая), #3 (красная штриховая) и #5 (синяя штриховая). Расчетный вариант № 1

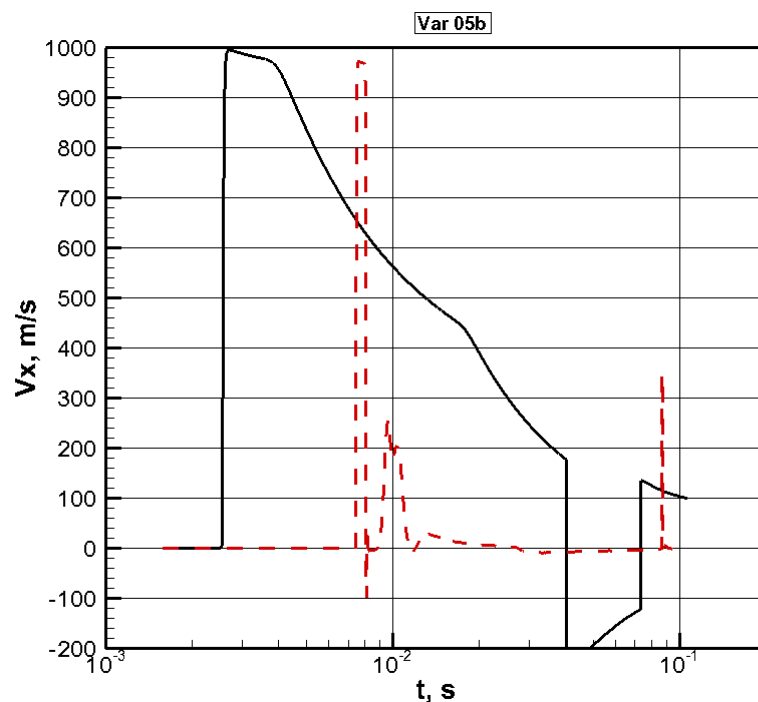


Рис. 27. Зависимость скорости от времени в месте расположения датчиков #2 (сплошная кривая) и #3 (красная штриховая). Расчетный вариант № 5

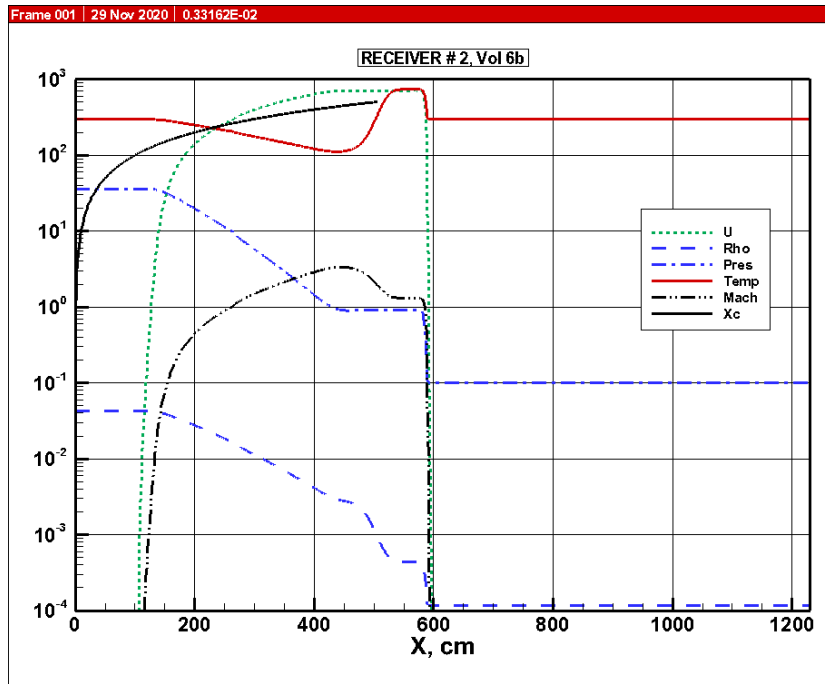


Рис. 28, а. Распределения газодинамических параметров в ударной волне, достигшей датчик давления #2: U – скорость газа в лабораторной системе координат в м/с; Rho – плотность в г/см³; $Pres$ – давление в эрг/см³; $Temp$ – температура в К; $Mach$ – число Маха газа в лабораторной системе координат; X_c – координата границы контактной поверхности в см. Расчетный вариант № 6

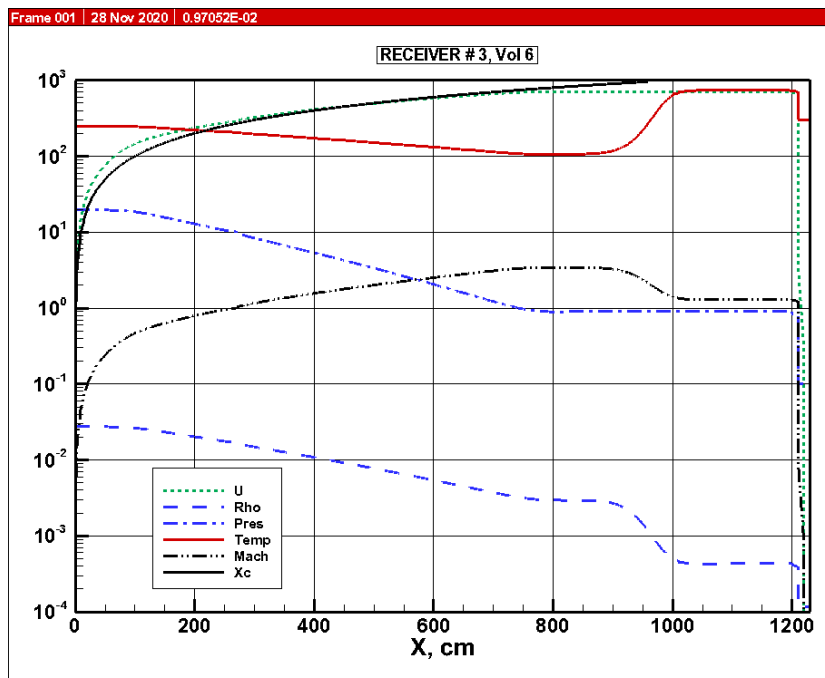


Рис. 28, б. Распределения газодинамических параметров в ударной волне, достигшей датчик давления #3: U – скорость газа в лабораторной системе координат в м/с; Rho – плотность в г/см³; $Pres$ – давление в эрг/см³; $Temp$ – температура в К; $Mach$ – число Маха газа в лабораторной системе координат; X_c – координата границы контактной поверхности в см. Расчетный вариант № 6

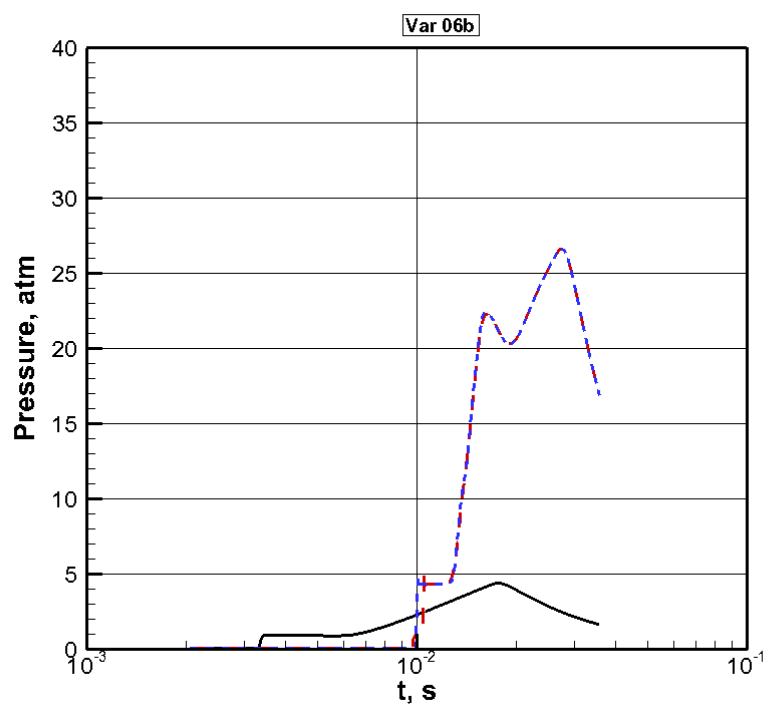


Рис. 29. Зависимость давления от времени в месте расположения датчиков #2 (сплошная кривая), #3 (красная штриховая) и #5 (синяя пунктирная). Расчетный вариант № 6

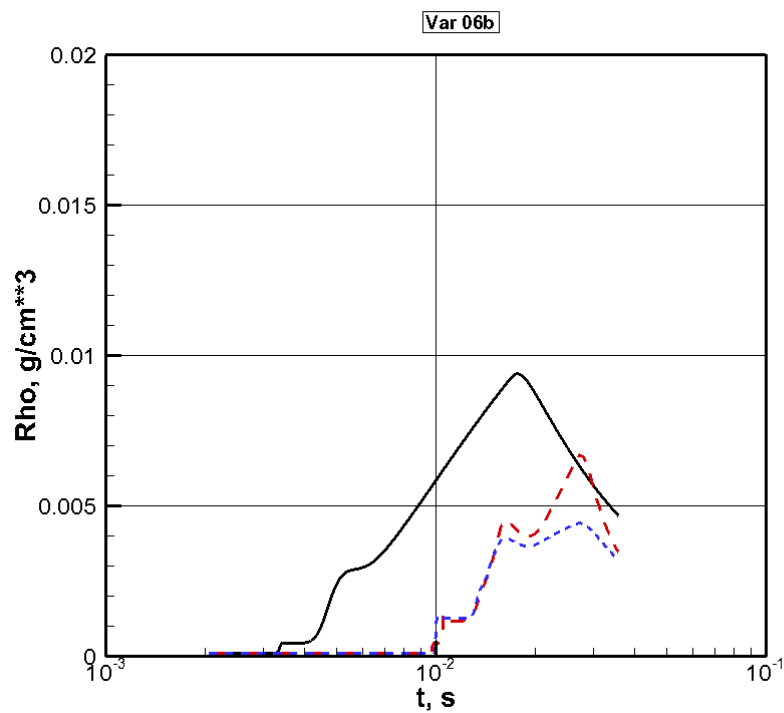


Рис. 30. Зависимость плотности от времени в месте расположения датчиков #2 (сплошная кривая), #3 (красная штриховая) и #5 (синяя пунктирная). Расчетный вариант № 6

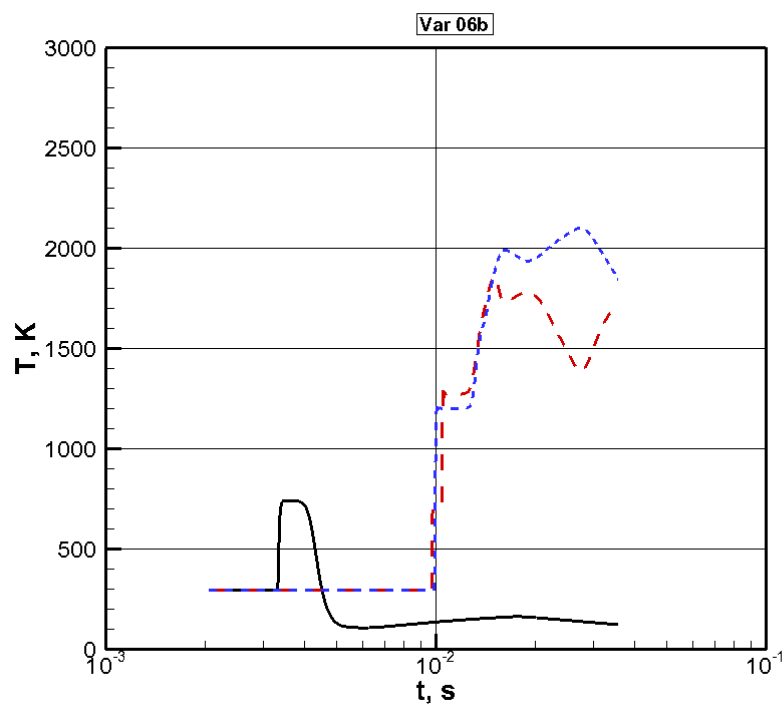


Рис. 31. Зависимость температуры от времени в месте расположения датчиков #2 (сплошная кривая), #3 (красная штриховая) и #5 (синяя пунктирная). Расчетный вариант № 6

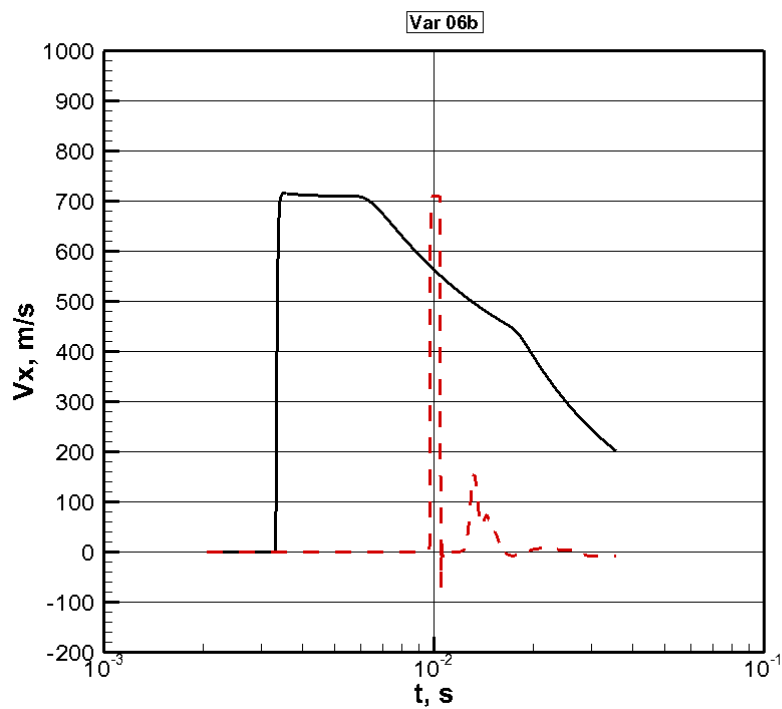


Рис. 32. Зависимость скорости от времени в месте расположения датчиков #2 (сплошная кривая) и #3 (красная штриховая). Расчетный вариант № 6

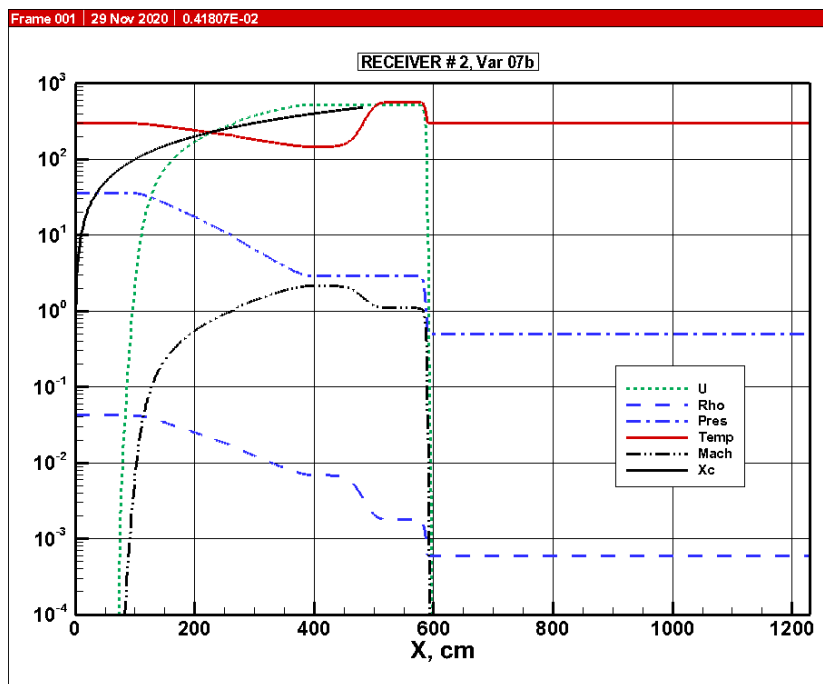


Рис. 33, а. Распределения газодинамических параметров в ударной волне; достигшей датчик давления #2: U – скорость газа в лабораторной системе координат в м/с; Rho – плотность в г/см³; $Pres$ – давление в эрг/см³; $Temp$ – температура в К; $Mach$ – число Маха газа в лабораторной системе координат; X_c – координата границы контактной поверхности в см. Расчетный вариант № 7

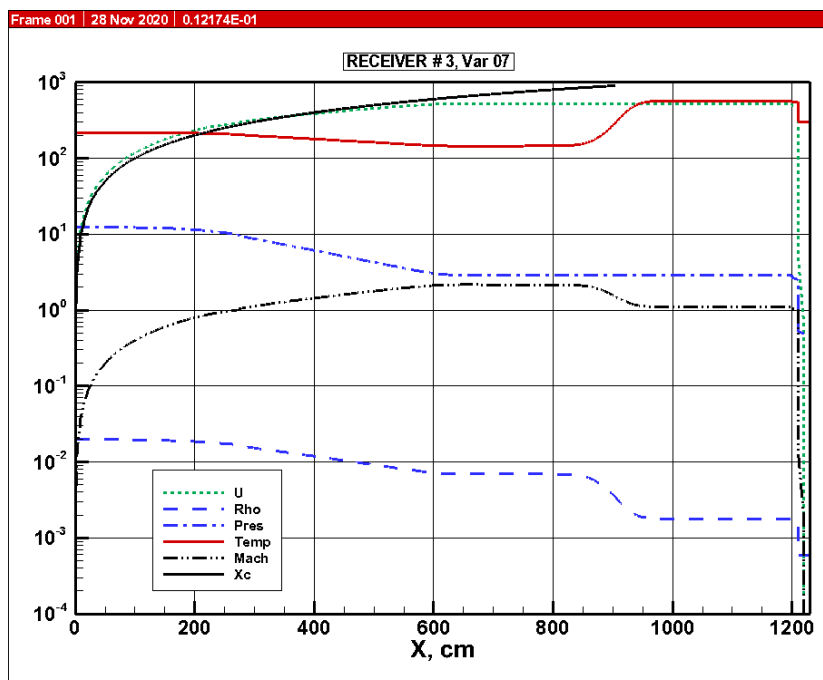


Рис. 33, б. Распределения газодинамических параметров в ударной волне; достигшей датчик давления #3: U – скорость газа в лабораторной системе координат в м/с; Rho – плотность в г/см³; $Pres$ – давление в эрг/см³; $Temp$ – температура в К; $Mach$ – число Маха газа в лабораторной системе координат; X_c – координата границы контактной поверхности в см. Расчетный вариант № 7

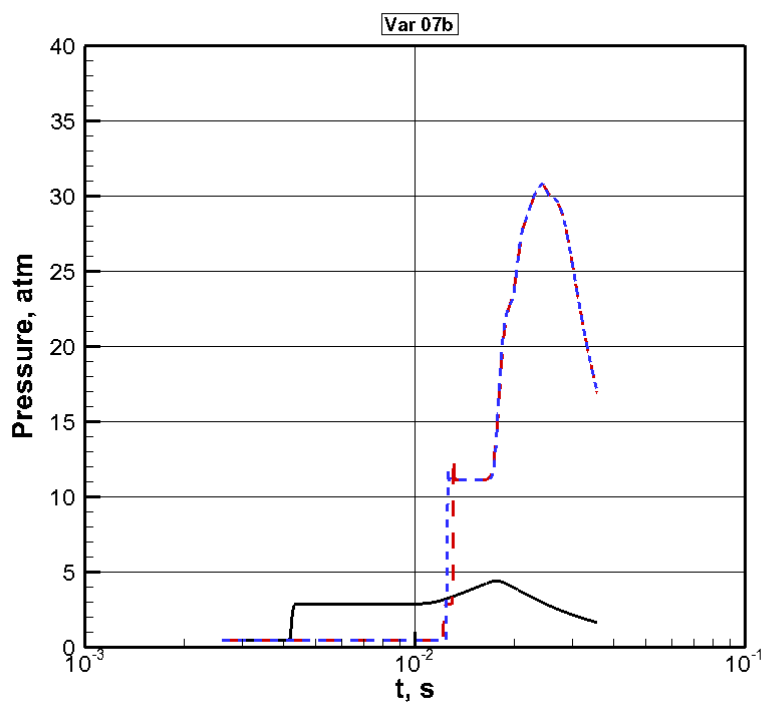


Рис. 34. Зависимость давления от времени в месте расположения датчиков #2 (сплошная кривая); #3 (красная штриховая) и #5 (синяя пунктирная). Расчетный вариант № 7

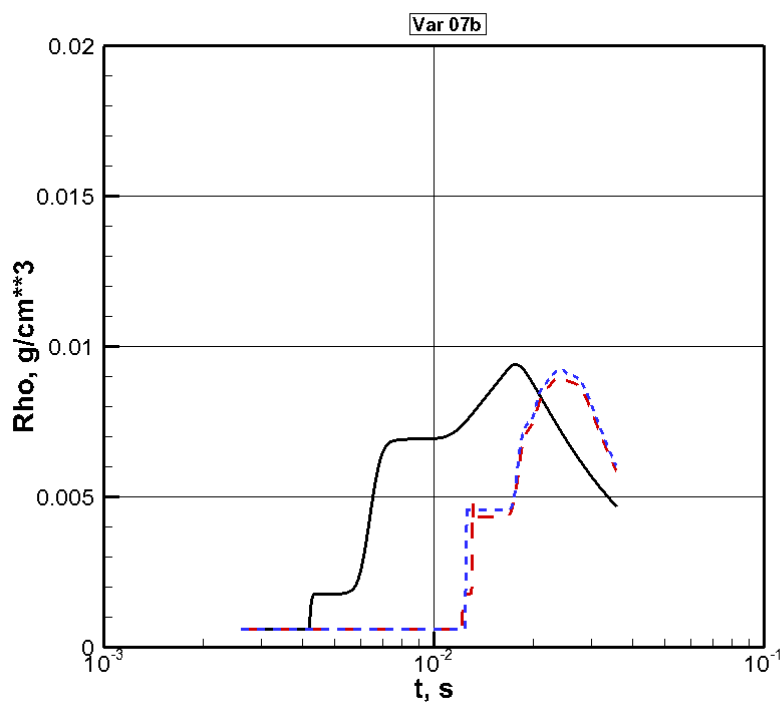


Рис. 35. Зависимость плотности от времени в месте расположения датчиков #2 (сплошная кривая); #3 (красная штриховая) и #5 (синяя пунктирная). Расчетный вариант № 7

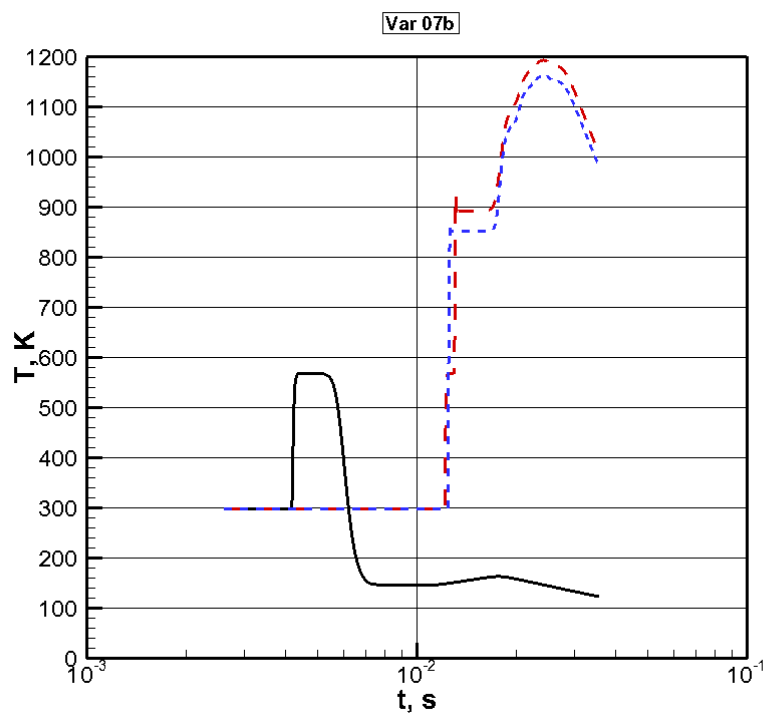


Рис. 36. Зависимость температуры от времени в месте расположения датчиков #2 (сплошная кривая); #3 (красная штриховая) и #5 (синяя пунктирная). Расчетный вариант № 7

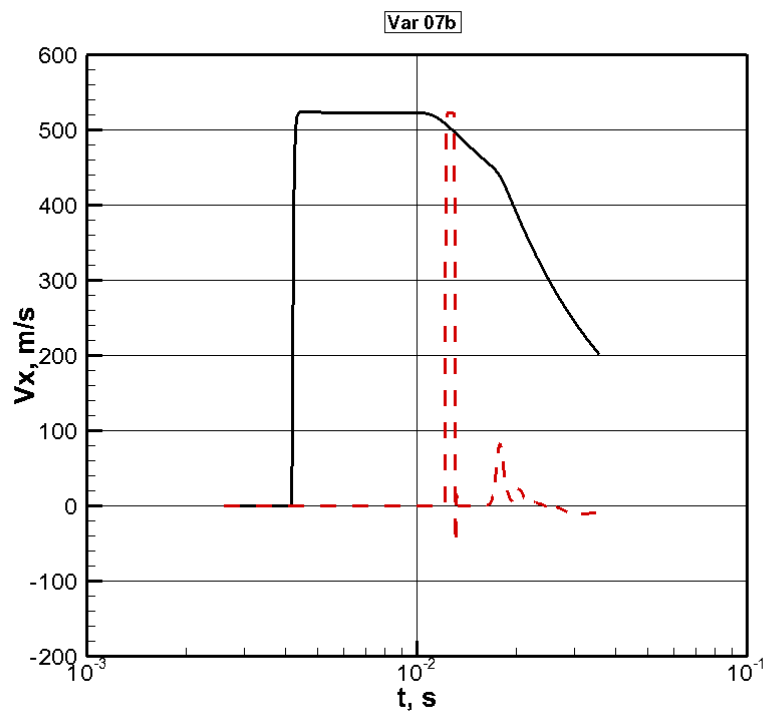


Рис. 37. Зависимость скорости от времени в месте расположения датчиков #2 (сплошная кривая) и #3 (красная штриховая). Расчетный вариант № 7

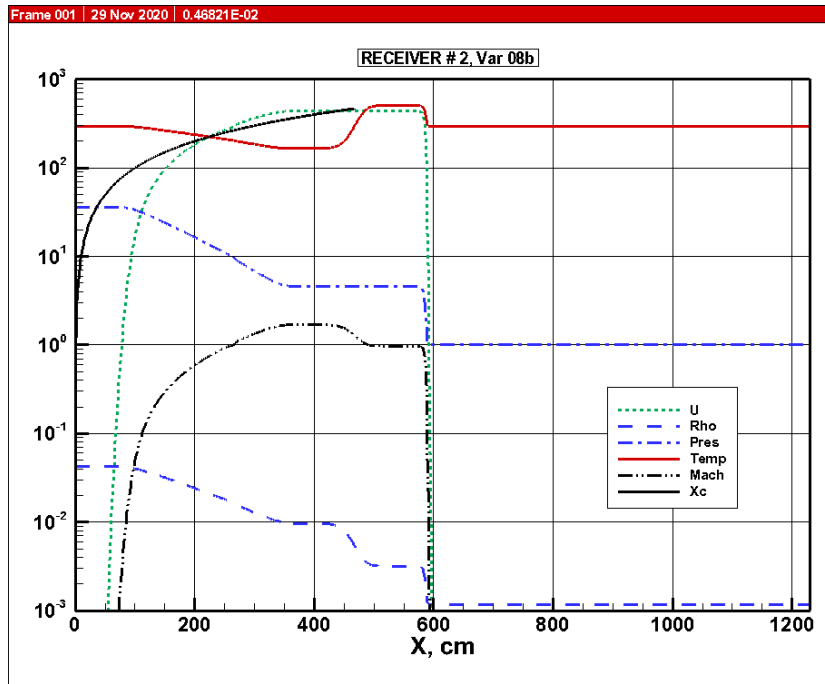


Рис. 38, а. Распределения газодинамических параметров в ударной волне; достигшей датчик давления #2: U – скорость газа в лабораторной системе координат в м/с; Rho – плотность в г/см³; Pres – давление в эрг/см³; Temp – температура в К; Mach – число Маха газа в лабораторной системе координат; X_c – координата границы контактной поверхности в см. Расчетный вариант № 8

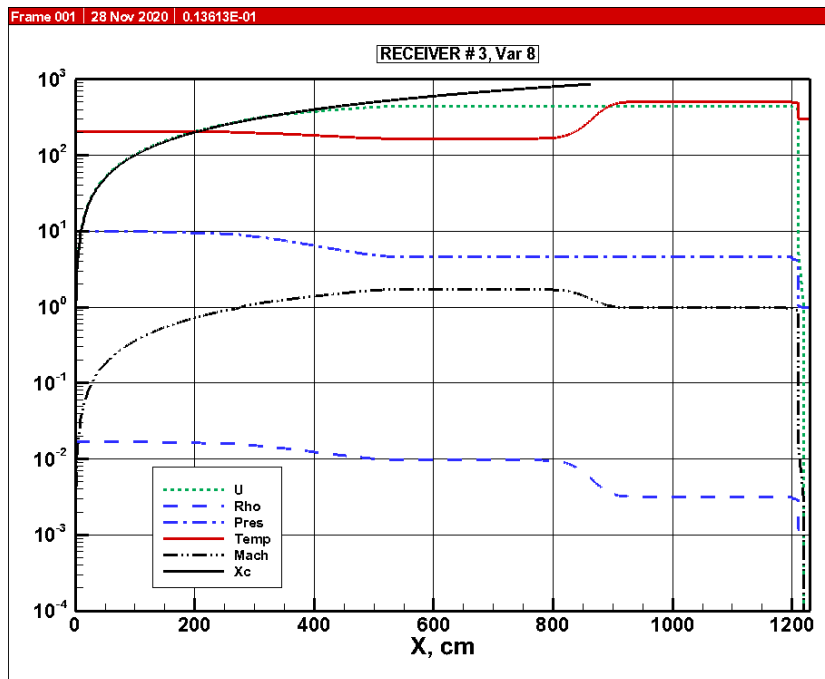


Рис. 38, б. Распределения газодинамических параметров в ударной волне; достигшей датчик давления #3: U – скорость газа в лабораторной системе координат в м/с; Rho – плотность в г/см³; Pres – давление в эрг/см³; Temp – температура в К; Mach – число Маха газа в лабораторной системе координат; X_c – координата границы контактной поверхности в см. Расчетный вариант № 8

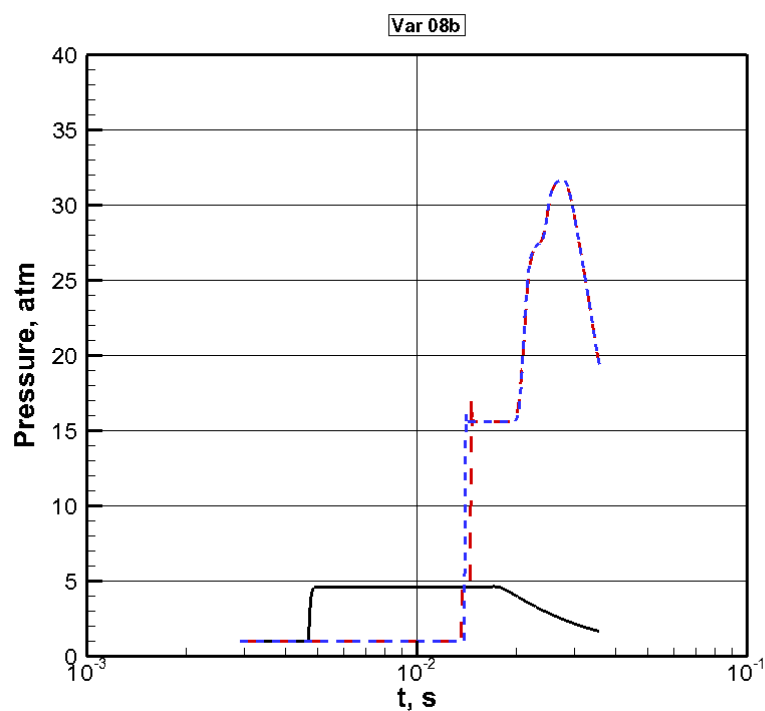


Рис. 39. Зависимость давления от времени в месте расположения датчиков #2 (сплошная кривая); #3 (красная штриховая) и #5 (синяя пунктирная). Расчетный вариант № 8

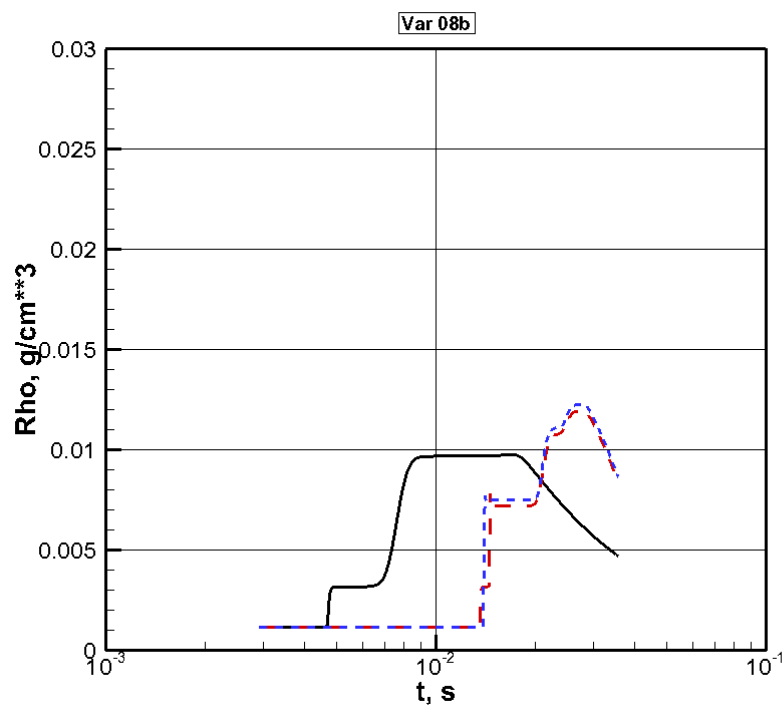


Рис. 40. Зависимость плотности от времени в месте расположения датчиков #2 (сплошная кривая); #3 (красная штриховая) и #5 (синяя пунктирная). Расчетный вариант № 8

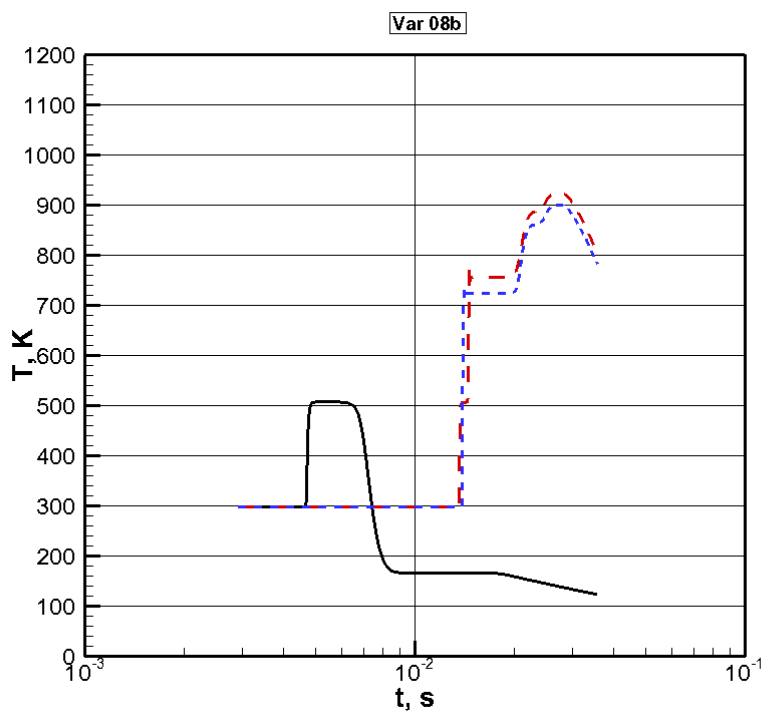


Рис. 41. Зависимость температуры от времени в месте расположения датчиков #2 (сплошная кривая); #3 (красная штриховая) и #5 (синяя пунктирная). Расчетный вариант № 8

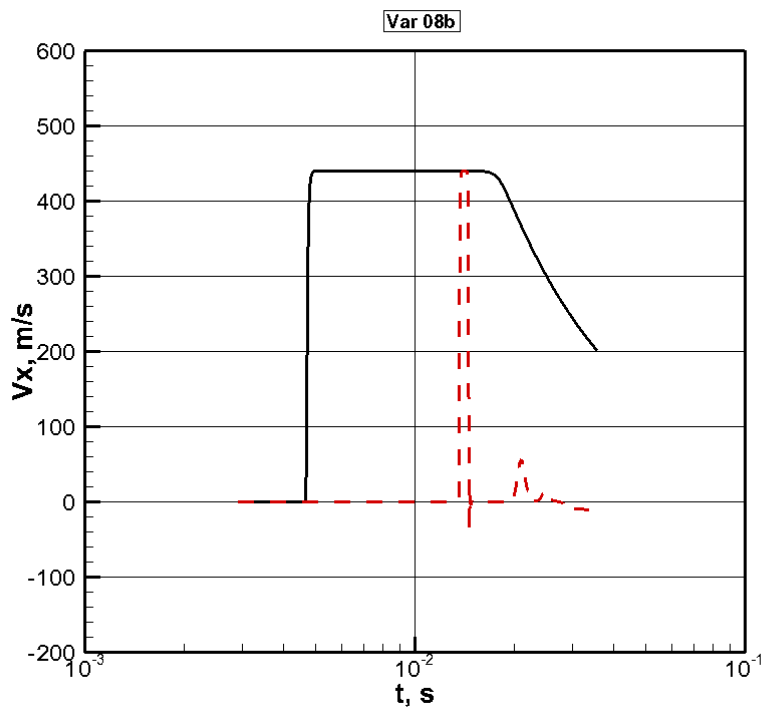


Рис. 42. Зависимость скорости от времени в месте расположения датчиков #2 (сплошная кривая) и #3 (красная штриховая). Расчетный вариант № 8

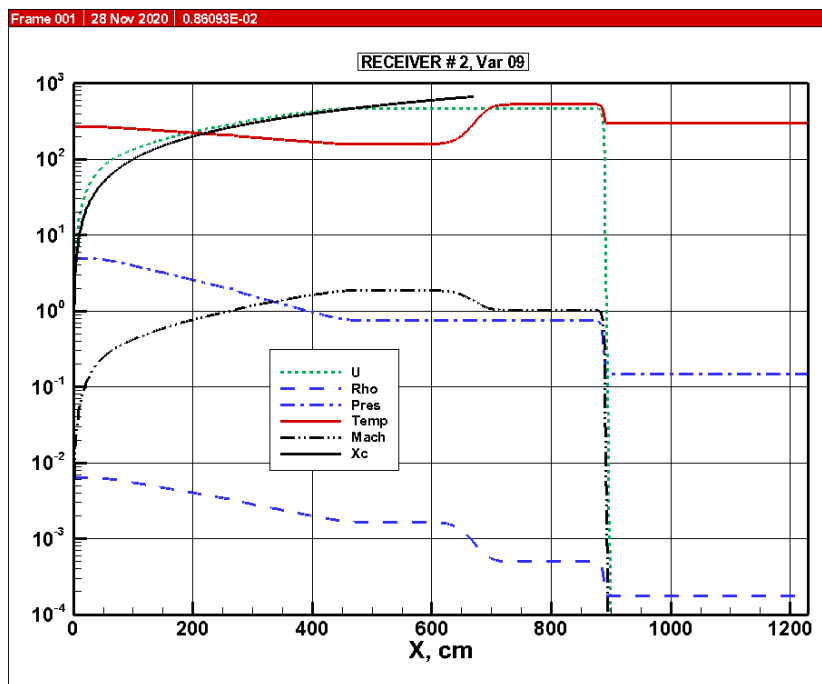


Рис. 43, а. Распределения газодинамических параметров в ударной волне; достигшей датчик давления #2: U – скорость газа в лабораторной системе координат в м/с; Rho – плотность в г/см^3 ; Pres – давление в эрг/см^3 ; Temp – температура в К; Mach – число Маха газа в лабораторной системе координат; Xc – координата границы контактной поверхности в см. Расчетный вариант № 9

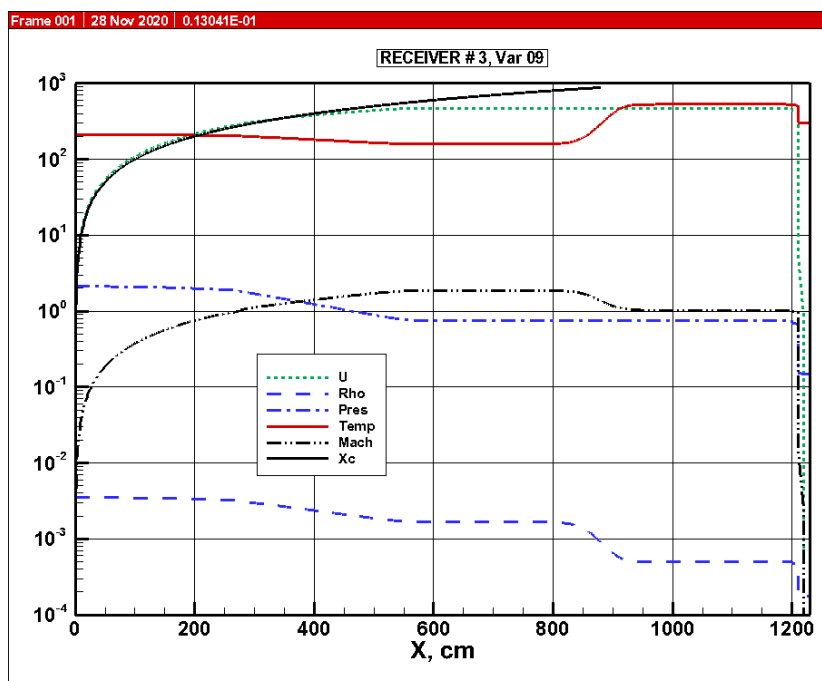


Рис. 43, б. Распределения газодинамических параметров в ударной волне; достигшей датчик давления #3: U – скорость газа в лабораторной системе координат в м/с; Rho – плотность в г/см^3 ; Pres – давление в эрг/см^3 ; Temp – температура в К; Mach – число Маха газа в лабораторной системе координат; Xc – координата границы контактной поверхности в см. Расчетный вариант № 9

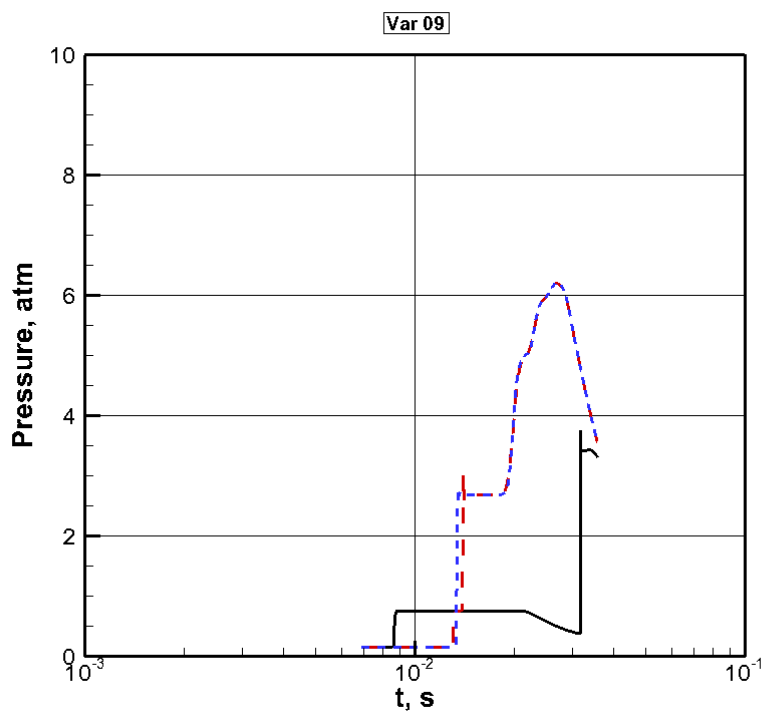


Рис. 44. Зависимость давления от времени в месте расположения датчиков #2 (сплошная кривая); #3 (красная штриховая) и #5 (синяя пунктирная). Расчетный вариант №9

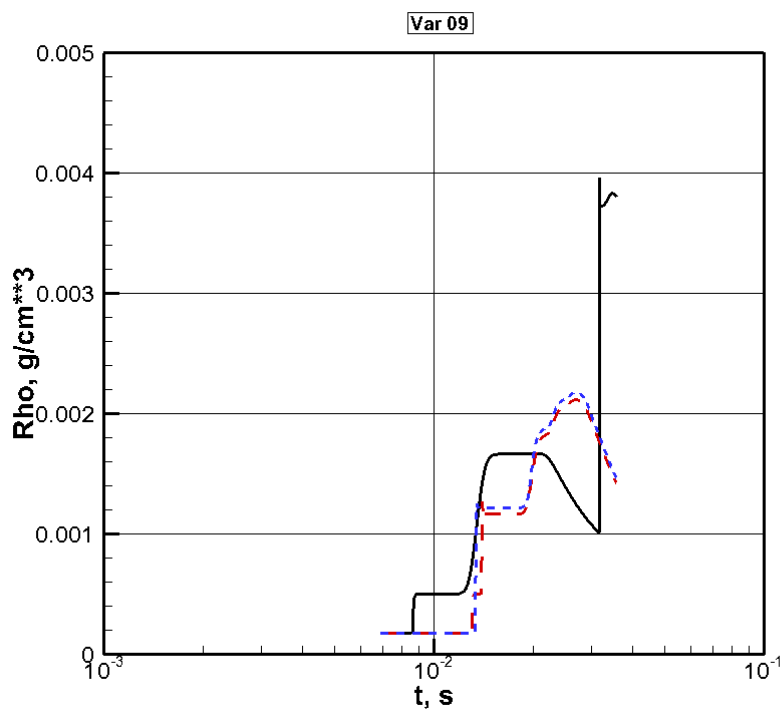


Рис. 45. Зависимость плотности от времени в месте расположения датчиков #2 (сплошная кривая); #3 (красная штриховая) и #5 (синяя пунктирная). Расчетный вариант № 9

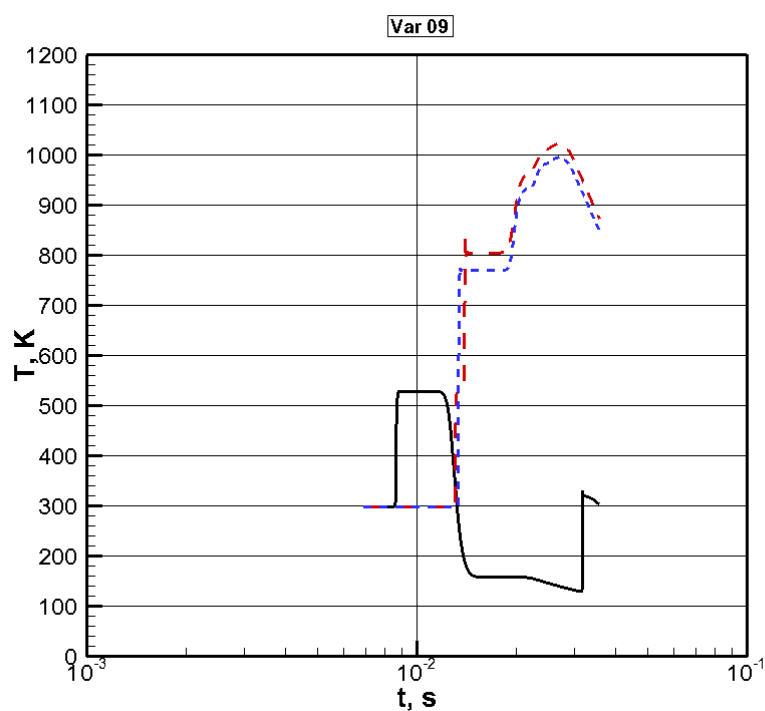


Рис. 46. Зависимость температуры от времени в месте расположения датчиков #2 (сплошная кривая); #3 (красная штриховая) и #5 (синяя пунктирная). Расчетный вариант № 9

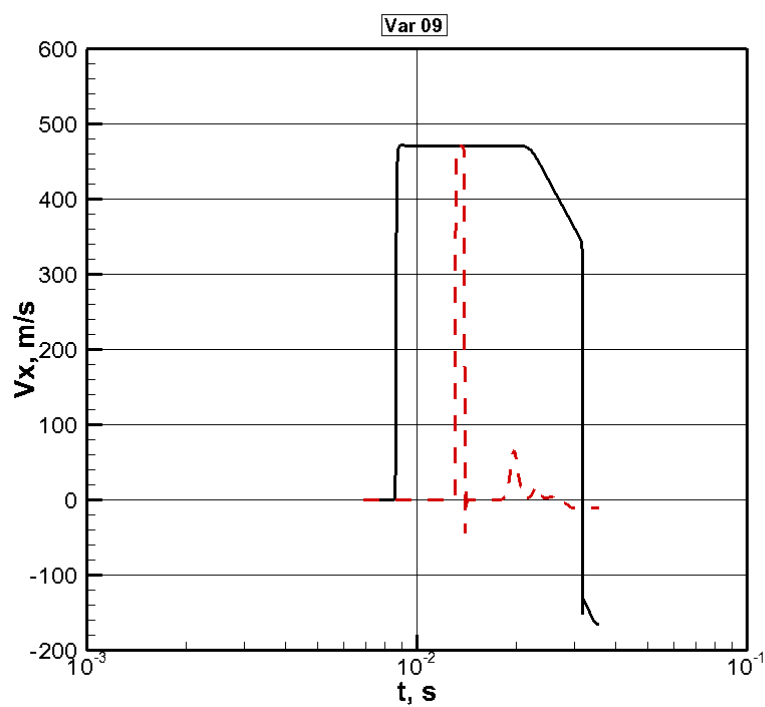


Рис. 47. Зависимость скорости от времени в месте расположения датчиков #2 (сплошная кривая) и #3 (красная штриховая). Расчетный вариант № 9

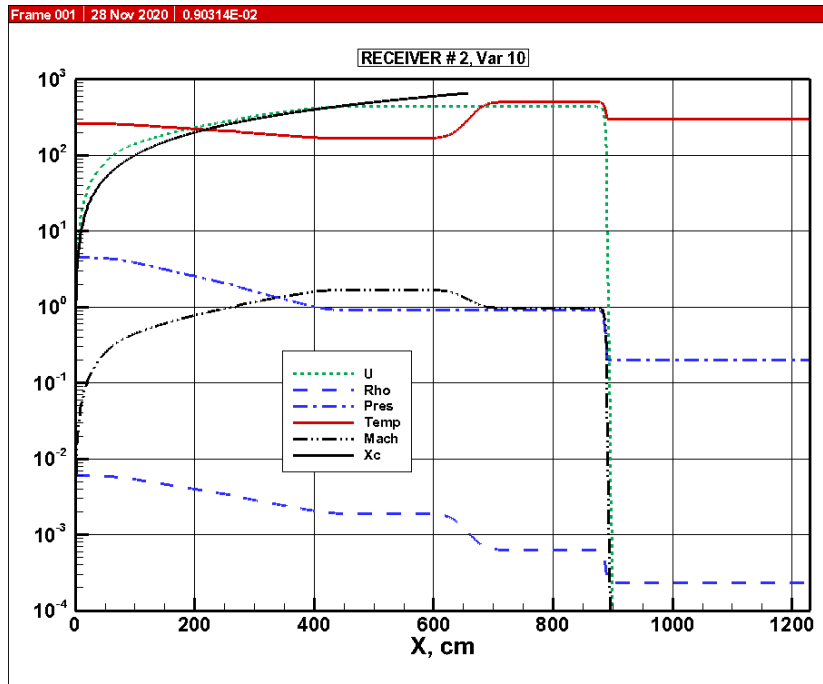


Рис. 48, а. Распределения газодинамических параметров в ударной волне; достигшей датчик давления #2: U – скорость газа в лабораторной системе координат в м/с; Rho – плотность в г/см³; Pres – давление в эрг/см³; Temp – температура в К; Mach – число Маха газа в лабораторной системе координат; X_c – координата границы контактной поверхности в см. Расчетный вариант № 10

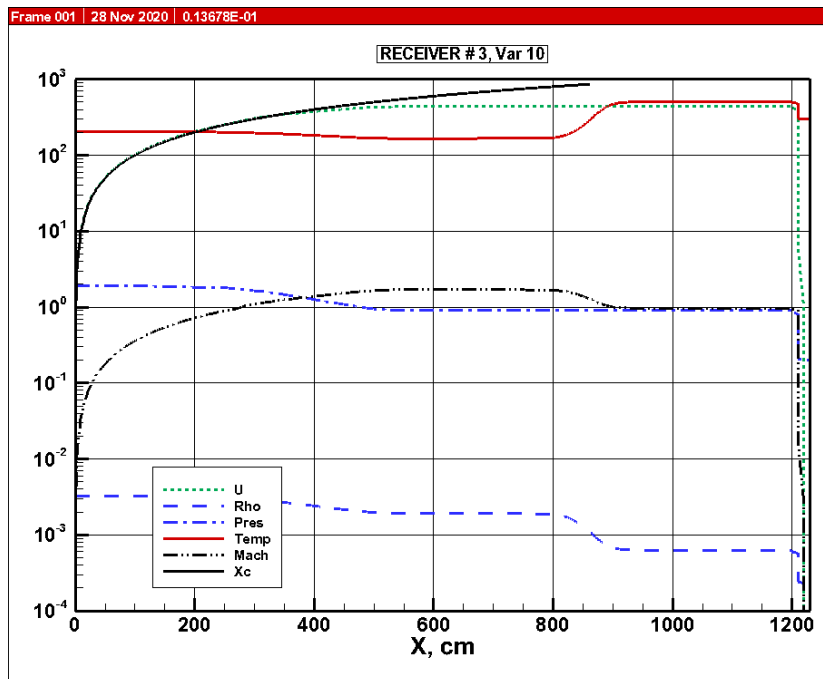


Рис. 48, б. Распределения газодинамических параметров в ударной волне; достигшей датчик давления #3: U – скорость газа в лабораторной системе координат в м/с; Rho – плотность в г/см³; Pres – давление в эрг/см³; Temp – температура в К; Mach – число Маха газа в лабораторной системе координат; X_c – координата границы контактной поверхности в см. Расчетный вариант № 10

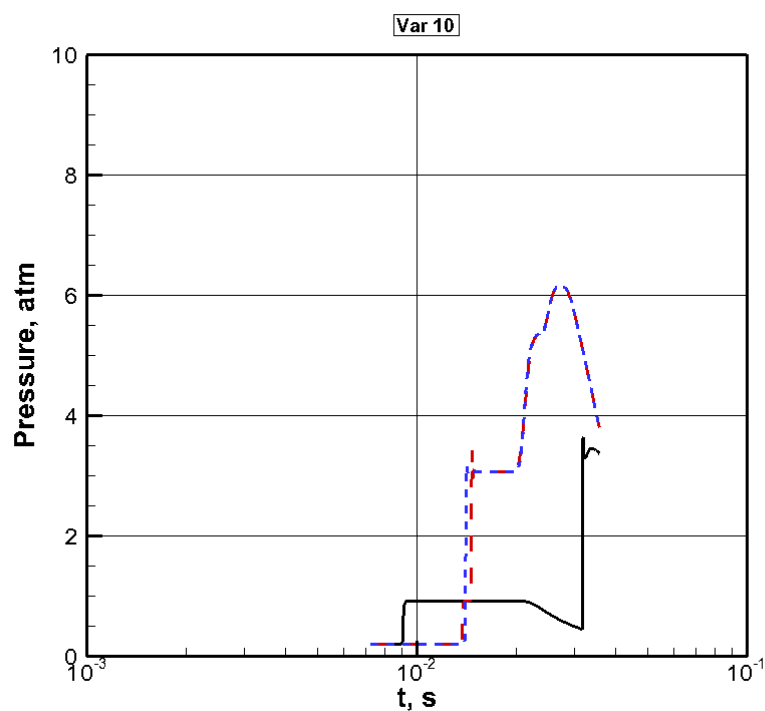


Рис. 49. Зависимость давления от времени в месте расположения датчиков #2 (сплошная кривая); #3 (красная штриховая) и #5 (синяя пунктирная). Расчетный вариант № 10

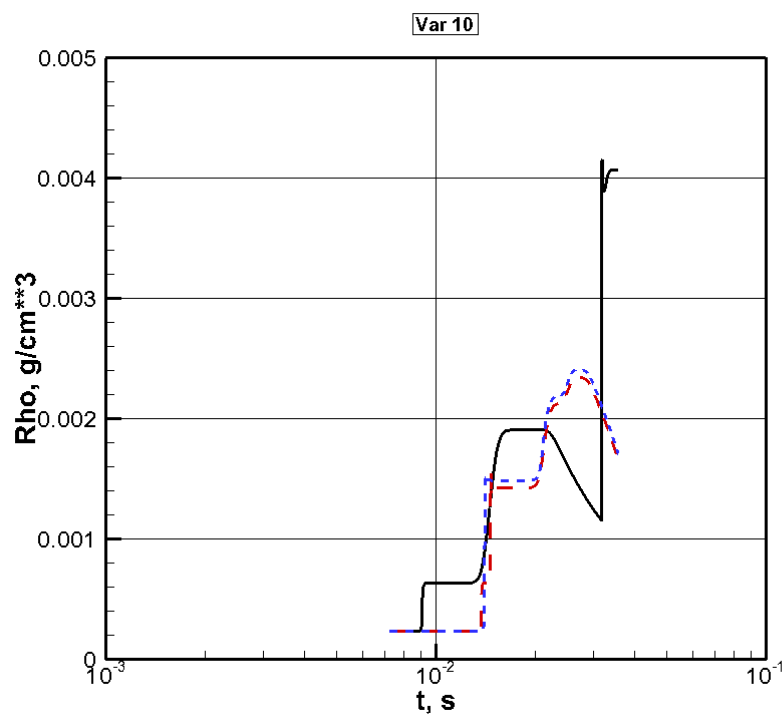


Рис. 50. Зависимость плотности от времени в месте расположения датчиков #2 (сплошная кривая); #3 (красная штриховая) и #5 (синяя пунктирная). Расчетный вариант №10

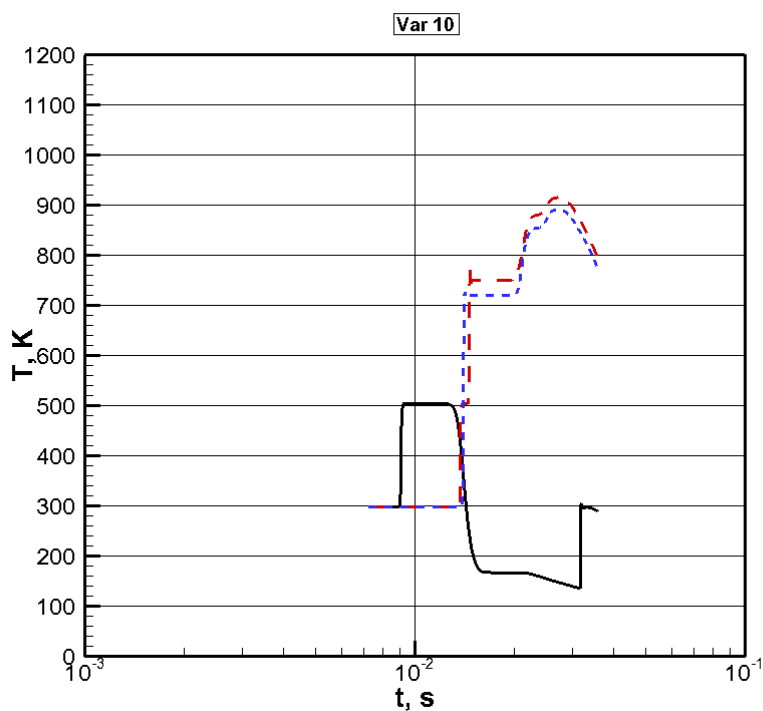


Рис. 51. Зависимость температуры от времени в месте расположения датчиков #2 (сплошная кривая); #3 (красная штриховая) и #5 (синяя пунктирная). Расчетный вариант № 10

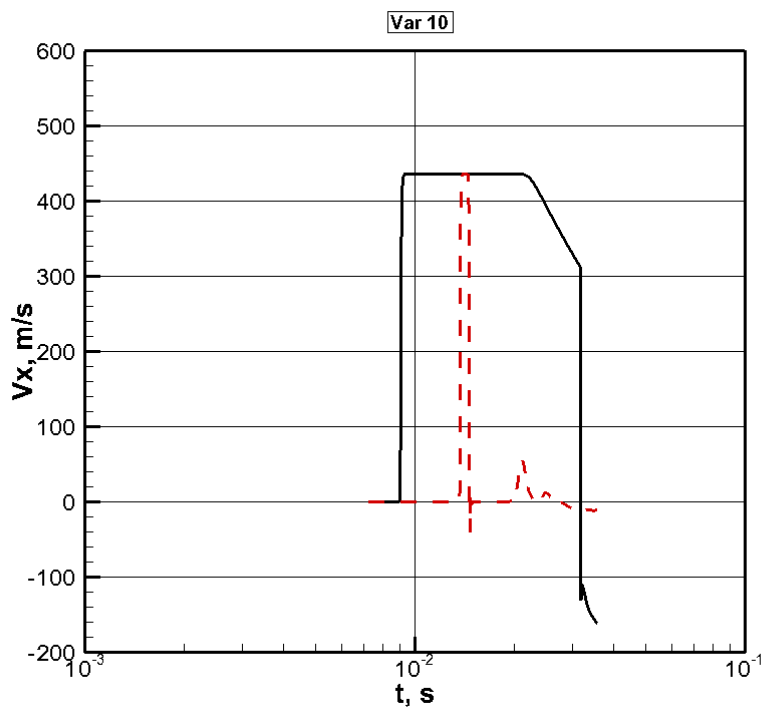


Рис. 52. Зависимость скорости от времени в месте расположения датчиков #2 (сплошная кривая) и #3 (красная штриховая). Расчетный вариант № 10

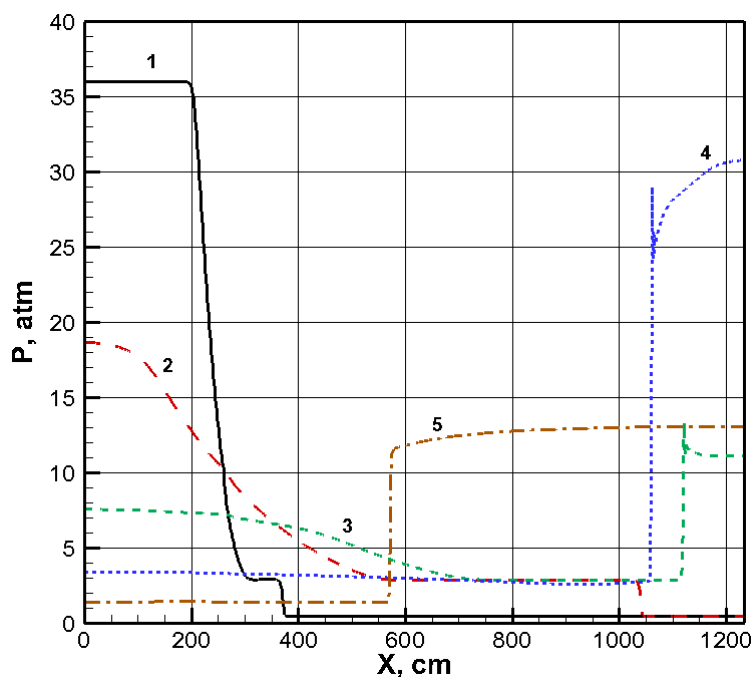


Рис. 53, а. Расчетные распределения давления в разные моменты времени после срабатывания клапана, разделяющего КВД и КНД: 1 – $t=1.42$ мс; 2 – $t=9.99$ мс; 3 – $t=15.7$ мс; 4 – $t=24.3$ мс; 5 – $t=39.9$ мс. Расчетный вариант № 7

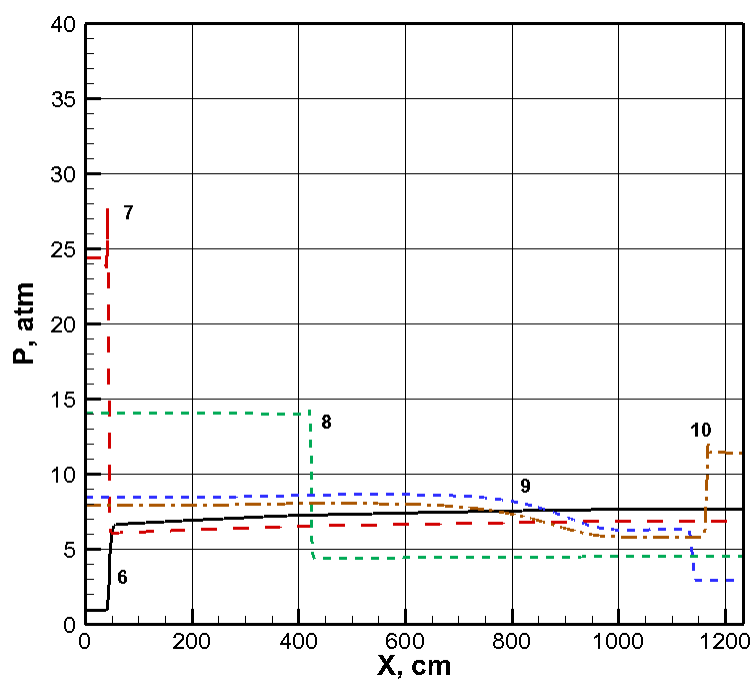


Рис. 53, б. Расчетные распределения давления в разные моменты времени после срабатывания клапана, разделяющего КВД и КНД: 6 – $t=51.4$ мс; 7 – $t=54.3$ мс; 8 – $t=67.1$ мс; 9 – $t=84.3$ мс; 10 – $t=87.1$ мс. Расчетный вариант № 7

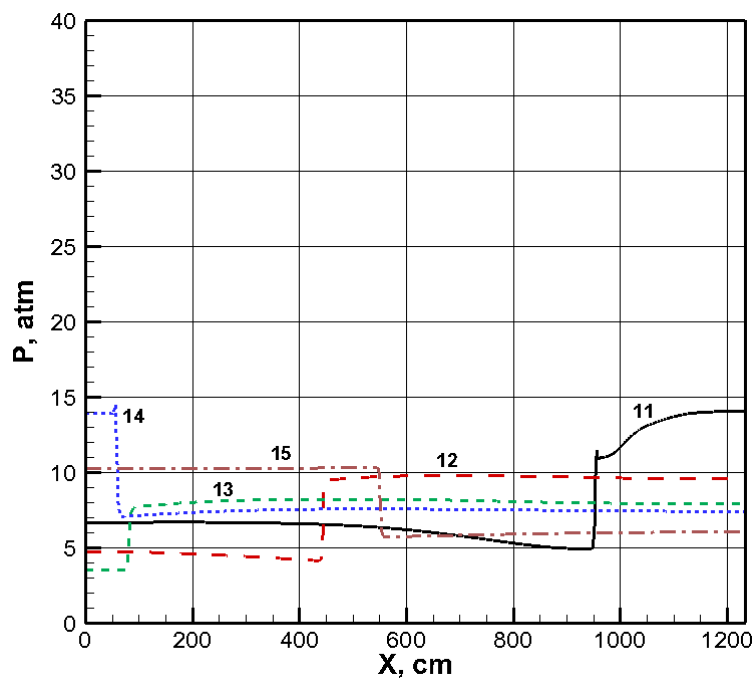


Рис. 53, в. Расчетные распределения давления в разные моменты времени после срабатывания клапана, разделяющего КВД и КНД: 11 – $t = 95.7$ мс; 12 – $t = 113$ мс; 13 – $t = 123$ мс; 14 – $t = 127$ мс; 15 – $t = 143$ мс. Расчетный вариант № 7

Статья поступила в редакцию 18 января 2021 г.