

## Численное исследование нестационарного течения газа в камере сгорания прямоточного воздушно-реактивного двигателя с учетом процесса теплообмена

Н. П. СКИБИНА

Национальный исследовательский Томский государственный университет, 634050, Томск,  
Россия

Контактный автор: Скибина Надежда Петровна, e-mail: [uss.skibina@gmail.com](mailto:uss.skibina@gmail.com)

*Поступила 20 декабря 2019 г., доработана 25 сентября 2020 г., принята в печать 14 октября 2020 г.*

Проведено численное исследование нестационарного турбулентного сверхзвукового течения в камере сгорания прямоточного воздушно-реактивного двигателя. Описана методика экспериментального измерения температуры на стенке осесимметричного канала в камере сгорания двигателя. Математическое моделирование обтекания исследуемой модели двигателя проводилось для скоростей набегающего потока  $M = 5 \dots 7$ . Начальные и граничные условия задачи соответствовали реальному аэродинамическому эксперименту. Проанализированы результаты численного расчета. Рассмотрено изменение распределения температуры вдоль стенки канала с течением времени. Проведена оценка согласованности полученных экспериментальных данных с результатами математического моделирования.

*Ключевые слова:* математическое моделирование, численный расчет, прямоточный воздушно-реактивный двигатель, распределение температуры, теплообмен, аэродинамическая установка.

*Цитирование:* Скибина Н.П. Численное исследование нестационарного течения газа в камере сгорания прямоточного воздушно-реактивного двигателя с учетом процесса теплообмена. Вычислительные технологии. 2020; 25(6):50–61. DOI:10.25743/ICT.2020.25.6.003.

### Введение

Актуальным направлением исследований в области аэро- и газовой динамики высоких скоростей является создание гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЛА) и силовых установок, обеспечивающих их работу. Распространенные в классической авиации турбореактивные двигатели не позволяют получать скорости, необходимые для работы ГЛА, поэтому ведутся разработки новых устройств, например прямоточных воздушно-реактивных двигателей (ПВРД).

К преимуществам прямоточных воздушно-реактивных двигателей можно отнести относительно простые конструкцию и принцип работы: в качестве окислителя для горения топлива используется атмосферный воздух, попадающий в камеру сгорания через

воздухозаборное устройство. При взаимодействии с высокоскоростным потоком топливо прогревается, начинается процесс горения, после чего газообразные продукты сгорания выходят из сопла, создавая реактивную тягу.

Для обеспечения равномерного прогрева топливного заряда и оценки времени задержки зажигания необходима информация о распределении основных параметров потока ( $\rho$ ,  $P$ ,  $T$ ,  $M$ ) и их изменении во времени. Так как каждый функциональный элемент ПВРД представляет собой профилированный канал определенной геометрии, изучение процессов, предшествующих горению топлива, сводится к изучению сверхзвукового течения в ограниченном пространстве. Сверхзвуковое течение в канале представляет собой сложный объект для изучения [1–3]. Такое течение включает большое число взаимосвязанных процессов. Например, взаимодействие ударных волн с пограничным слоем, отрывы потока, возвратные течения, зоны с до- и сверхзвуковыми скоростями движения газа. При этом на экспериментальные исследования течений в осесимметричных каналах накладывается ряд ограничений, связанных с невозможностью визуализации их структуры.

Наряду с экспериментальным подходом к изучению различных классов течений широко распространены численные расчеты, основанные на решении системы уравнений Навье — Стокса в сочетании с уравнениями моделей для учета вклада турбулентности. На основании согласия экспериментальных данных с результатами численных расчетов можно делать выводы о корректности работы предложенных математических моделей и использовать их для более полного описания изучаемого процесса.

В работе описано численное исследование нестационарного течения газа в рабочем тракте ПВРД в условиях, идентичных аэродинамическим испытаниям модели. Рассмотрены скорости набегающего потока  $M = 5 \dots 7$ . Основной задачей исследования являлось математическое моделирование обтекания прямооточного воздушно-реактивного двигателя с целью оценки температуры в зоне контакта потока с поверхностью заряда твердого топлива.

## 1. Экспериментальное исследование

В исследованиях использовалась осесимметричная модель ПВРД, геометрия которой представлена на рис. 1. Воздухозаборное устройство 1 соединено с камерой сгорания 2 каналом постоянного сечения. Камера сгорания позволяет разместить внутри заряд твердого топлива 3 толщиной 12 мм и длиной 85 мм, диаметр канала, в котором реализуется течение газа, составляет 20 мм.

Эксперименты по обтеканию ПВРД проводились в аэродинамической трубе кратковременного действия [4] Томского государственного университета. Модель размещалась в рабочей части установки и обдувалась равномерным потоком заданной скорости ( $M = 5$  и  $M = 6$ ).

Для получения распределений газодинамических параметров в рабочем тракте двигателя и оценки возможности горения реального твердого топлива в сверхзвуковом потоке проведены серии экспериментов, направленных на регистрацию статической температуры  $T_{st}$  на стенке канала в камере сгорания. Заряд твердого топлива заменен зондом для измерения температур (рис. 2, а), выполненным из негорючего устойчивого к высокотемпературному воздействию материала. Термозонд состоит из двух частей — основы, в которой размещены датчики температуры, и шайбы для крепления. В собран-

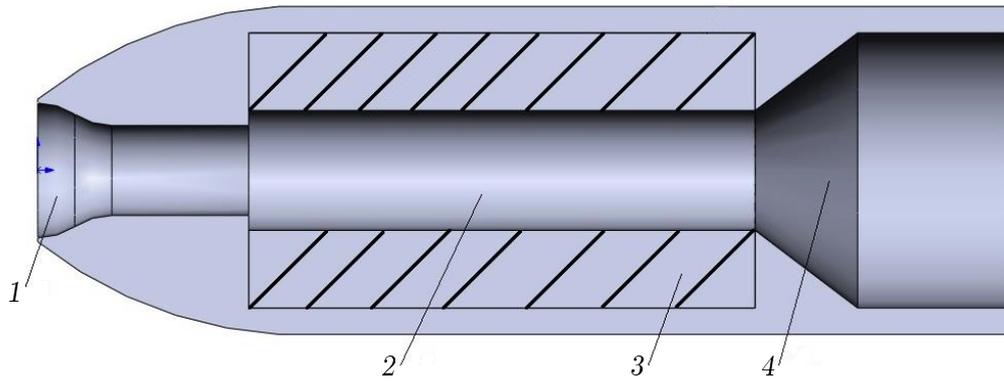


Рис. 1. Модель прямоточного воздушно-реактивного двигателя: 1 — воздухозаборное устройство, 2 — камера сгорания, 3 — заряд твердого топлива, 4 — выходное сопло  
 Fig. 1. Model of ramjet engine: 1 — air intake, 2 — combustion chamber, 3 — solid-fuel charge, 4 — exhaust nozzle

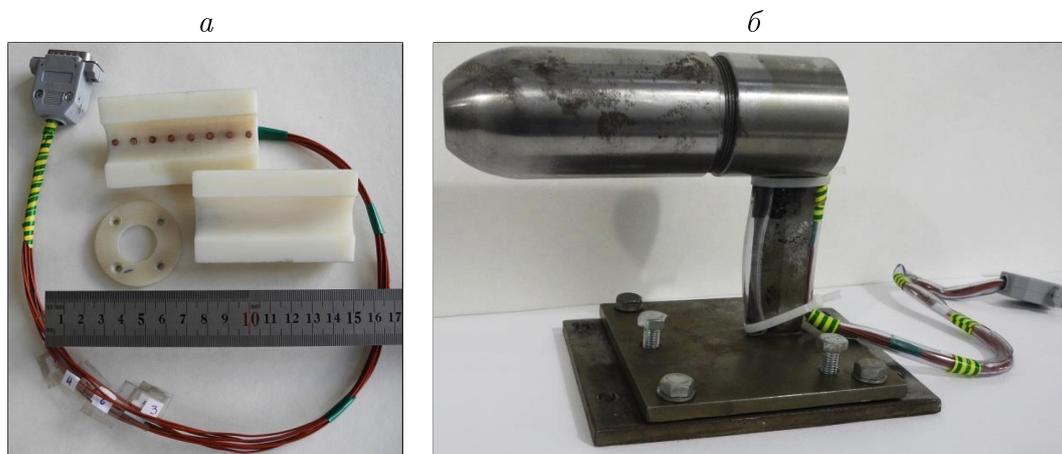


Рис. 2. Внешний вид термозонда с установленными датчиками температуры (а) и модель с термозондом, размещенным в камере сгорания модели ПВРД (б)  
 Fig. 2. View of thermal probing device with heat sensors (a) and ramjet engine model with thermal probing device in combustion chamber (b)

ном виде зонд размещается в камере сгорания ПВРД (рис. 2, б), после чего проводится эксперимент, в ходе которого записываются сигналы с каждого датчика.

Для регистрации температуры на стенке канала выбран термометрический метод [5]. Восемь датчиков расположены вдоль канала с шагом 10 мм. Каждый датчик состоит из медного калориметра и термопары медь — константан. За счет шайбы для крепления зонда есть возможность изменять положение датчиков на известную величину. Таким образом, разработанная методика позволяет осуществлять регистрацию температуры в 16 точках с шагом 5 мм вдоль стенки канала в камере сгорания двигателя.

В ходе экспериментов получены значения температуры в точках, где размещались датчики. Для каждой скорости набегающего потока и положения зонда проводилось по шесть экспериментов. В табл. 1 приведены средние и максимальные значения, полученные с использованием предложенной методики. Помимо измерения температуры в рамках экспериментов была измерена скорость потока на оси в камере сгорания модели ПВРД (для случая набегающего потока со скоростью  $M = 5$ ). С помощью трубки Пито регистрировалось давление торможения, и по формуле Рэля осуществлялся рас-

Т а б л и ц а 1. Средние и максимальные значения температур, полученные экспериментально, °С

Table 1. Experimental values of averaged and maximum temperature, °С

Координаты датчика по оси $x$	39.5	49.5	59.5	69.5	79.5	89.5	99.5	109.5
$M = 5, T_{cp}$	47.2	57.2	50.2	53.5	56.4	57.7	59.3	81.9
$M = 5, T_{max}$	59.2	49.4	51.5	55.1	58.8	59.9	62.3	86.1
$M = 6, T_{cp}$	55.3	68.2	58.6	61.4	63.4	65.5	64.7	93.4
$M = 6, T_{max}$	55.9	69.9	59.5	62.5	64.5	66.4	65.8	95.2
Координаты датчика по оси $x$	44.5	54.5	64.5	74.5	84.5	94.5	104.5	114.5
$M = 5, T_{cp}$	53.1	52.6	47.0	49.7	52.4	53.6	53.9	69.9
$M = 5, T_{max}$	56.3	54.8	49.0	52.5	55.0	56.3	56.9	71.8
$M = 6, T_{cp}$	62.8	67.4	59.2	61.3	63.6	66.2	65.5	101.4
$M = 6, T_{max}$	64.4	68.9	60.5	62.6	64.7	67.5	67.1	103.0

чет числа Маха [6]. В эксперименте получено значение  $M = 1.87 \pm 0.02$ , что говорит о сверхзвуковой скорости течения воздуха в проточном тракте.

## 2. Численный расчет

Численное исследование нестационарного течения в канале камеры сгорания ПВРД осуществлялось путем математического моделирования процесса обтекания модели потоком заданной скорости.

Общий вид расчетной области для решения задачи показан на рис. 3. Размеры области решения выбраны так, чтобы дальние граничные условия не оказывали влияния на поле течения вблизи тела. Построенная для данной геометрии расчетная сетка структурирована, сгущается по мере приближения к поверхности модели, состоит из четырех- и треугольных элементов. Элементы разбиения четырехугольной формы использованы в зонах набегающего потока и головного скачка уплотнения, в пограничном слое, по всему каналу в камере сгорания двигателя и в пристеночных зонах внутри твердых тел 1 и 2, т.е. в областях, где необходимо подробное разрешение течения. Сеточные элементы треугольной формы выбраны для разбиения области позади модели из соображений экономии вычислительных ресурсов, так как изучение течения в следе за телом не являлось приоритетной задачей.

Расчетная сетка имеет две зоны: *fluid* — содержит все ячейки области газовой фазы, *solid* — содержит все ячейки, которые относятся к твердым телам (корпус модели и термозонд).

Сеточная сходимость численного расчета проверена на последовательности сеток с различным числом элементов. Для решения задачи выбрана сетка, состоящая из  $2.4 \cdot 10^6$  элементов, так как дальнейшее увеличение количества разбиений не отражалось на качестве получаемого результата.

Для математического описания процесса обтекания модели высокоскоростным потоком использовалась система нестационарных осредненных уравнений Навье — Стокса, записанных в декартовых координатах. Для учета турбулентного характера течения основная система уравнений [7] дополнялась уравнениями стандартной  $k - \omega$ -модели турбулентности [8].

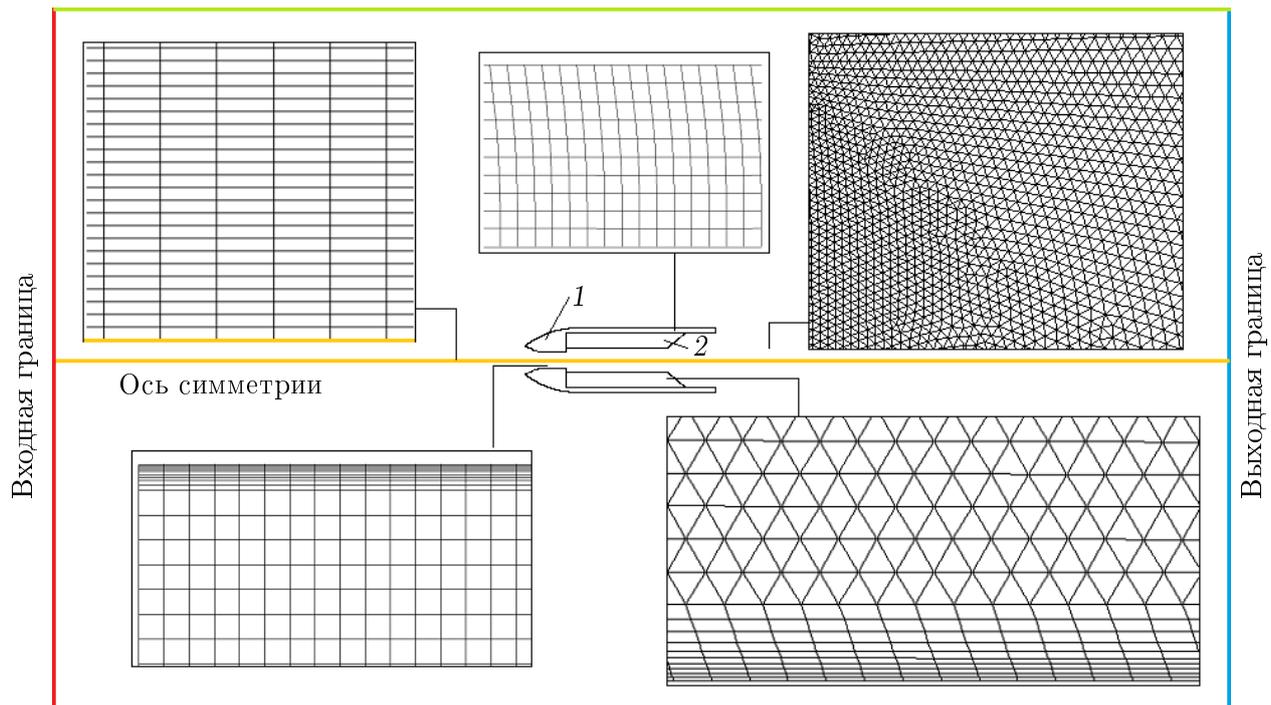


Рис. 3. Область решения и фрагменты расчетной сетки для задачи обтекания ПВРД  
 Fig. 3. Computational domain and parts of grid for flow around ramjet engine

Т а б л и ц а 2. Теплофизические параметры материалов для твердотельных зон  
 Table 2. Thermophysical properties of solid zones

Элемент	Материал	$\rho$ , кг/м <sup>3</sup>	$C_p$ , Дж/м <sup>3</sup> ·К	$\lambda$ , Вт/м·К
Корпус модели ПВРД	Сталь 45	7769	494	47
Термозонд	Капролон	1160	2500	0.27

Сплошная среда — вязкий теплопроводный газ с теплофизическими параметрами воздуха, подчиняющийся уравнению Менделеева — Клапейрона. Так как корпус модели ПВРД и термозонд изготовлены из разных материалов, каждый элемент конструкции выделен в отдельную зону — 1 и 2 соответственно (рис. 3). В табл. 2 приведены теплофизические параметры для каждого материала.

Решение задачи обтекания модели прямооточного воздушно-реактивного двигателя осуществлялось в постановке классической задачи внешнего обтекания [9]. На входе задавались статическое давление и статическая температура, а также скорость набегающего потока в числах Маха [9]. На выходе ставились мягкие граничные условия. На поверхности модели реализовано газодинамическое условие прилипания [7] и граничное условие четвертого рода для уравнения теплопроводности, описывающее теплообмен через границу раздела газовой фазы и твердого тела.

В момент времени  $t = 0$  во всей расчетной области выполнялись условия:  $P_{st} = P_{st}(0) = 100$  кПа,  $T_{st} = T_{st}(0) = 293.15$  К. В следующий момент времени  $t = 0.0005$  с через входную границу в расчетную область поступает поток, идентичный потоку, получаемому в ходе реального аэродинамического эксперимента. В работах [7, 10] изложено проведенное ранее исследование, направленное на изучение процессов, протекающих в используемой аэродинамической трубе. В рамках разработанного комплексного подхода [10] получено описание течения, которое формируется на срезе осесимметричного

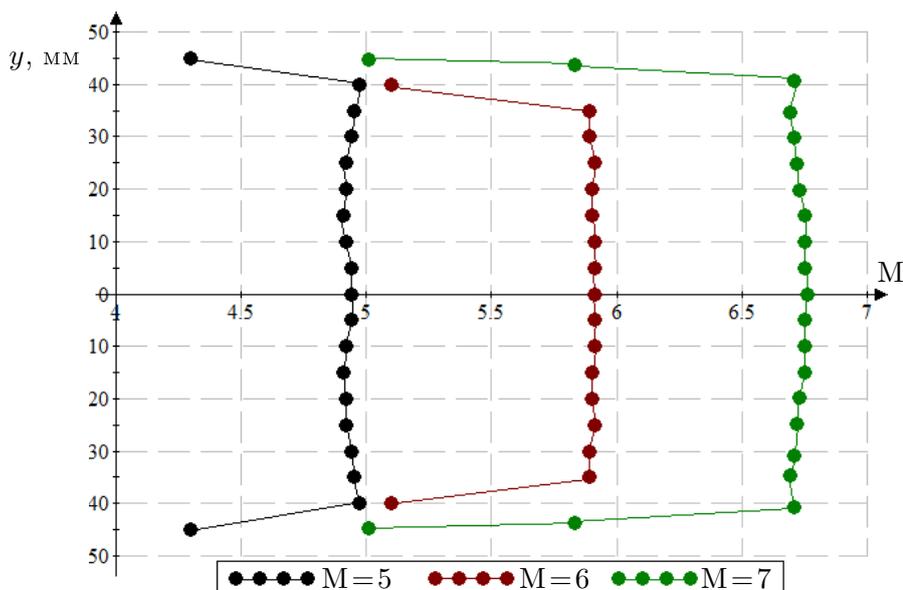


Рис. 4. Профили скорости на срезе сопла аэродинамической установки, полученные в ходе расчета [10] ( $M = 5, 6, 7$ )

Fig. 4. Computational flow velocity profiles [10] at the nozzle exit of an aerodynamic wind tunnel ( $M = 5, 6, 7$ )

сопла установки. Так как всего таких сопел шесть ( $M = 2 - 7$ ), на рис. 4 приведены профили скорости в ромбе Маха для случаев, когда скорость потока на срезе сопла составляет  $M = 5, 6$  и  $7$ .

Видно, что в каждом случае течение равномерное, поэтому значения газодинамических параметров в зоне стационарного течения используются для описания потока, набегающего на модель ПВРД. Для решения описанной задачи выбран метод конечных объемов, реализованный в САЕ-системе ANSYS Fluent. Разностная схема по времени — неявная второго порядка точности, разностная схема по пространству — противопоточная второго порядка. Шаг по времени принимал значение  $\Delta t = 0.0005$  с. На каждом временном шаге выполнялось 50 итераций, в рамках которых невязки достигали порядка  $10^{-5}$ .

### 3. Анализ результатов

Результатом решения системы осредненных уравнений Навье — Стокса являются распределения газодинамических параметров по всему объему расчетной области. Таким образом, получены картины обтекания модели для трех скоростей набегающего потока:  $M = 5, 6$  и  $7$ . На рис. 5 приведен вид поля скоростей в числах Маха для случая обтекания модели потоками  $M = 5$  и  $7$ , распределение скоростей для обтекания потоком при  $M = 6$  имеет аналогичный вид. Из рис. 5 видно, что изменение скорости набегающего потока отражается на картине течения в канале камеры сгорания модели — скачки уплотнения отличаются по интенсивности, меняются распределение и профиль скорости на выходе.

Относительное рассогласование между математическим моделированием и экспериментом по величине скорости на оси модели за уступом для случая обтекания потоком  $M = 5$  составило 2%, т. е. в ходе численного расчета в канале камеры сгорания получено сверхзвуковое течение.

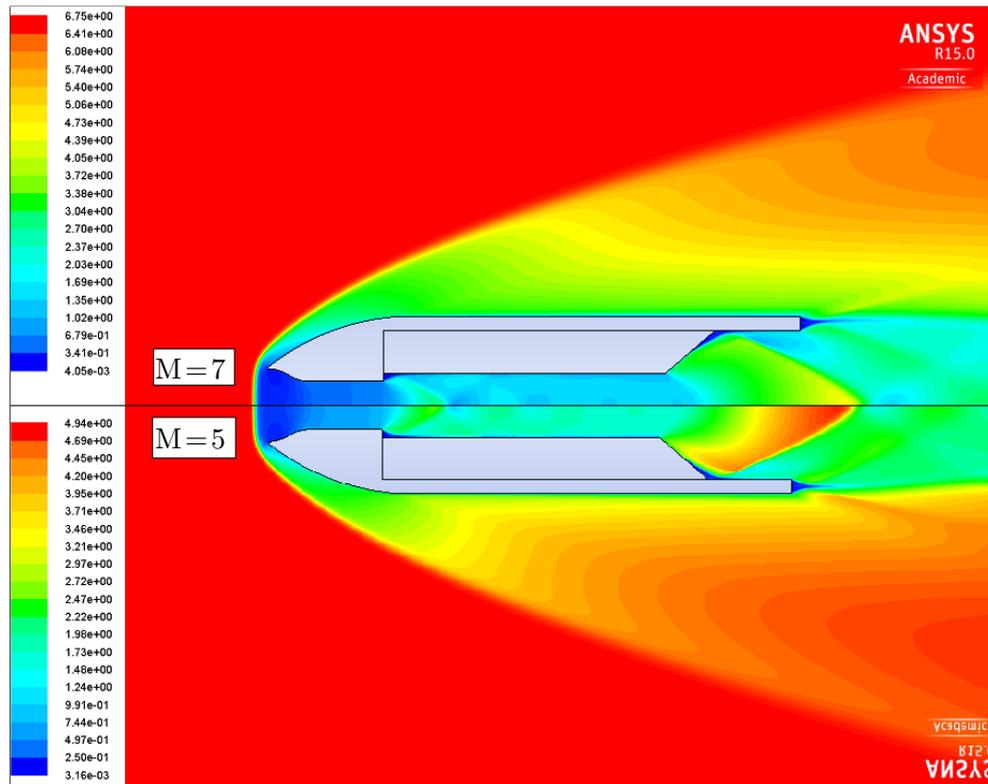


Рис. 5. Поля скоростей в числе Маха при обтекании модели двигателя потоками со скоростью  $M = 7$  (сверху) и  $M = 5$  (снизу)

Fig. 5. Mach number fields in case of flow around engine model with velocities  $M = 7$  (upper part) and  $M = 5$  (lower part)

Т а б л и ц а 3. Значения температуры  $T_W$ , полученные в результате численного расчета, °C  
Table 3. Computational values for temperature  $T_W$ , °C

Координаты датчика по оси $x$	39.5	49.5	59.5	69.5	79.5	89.5	99.5	109.5
$M = 5$	79.8	81.0	67.9	73.9	69.6	71.8	72.1	72.9
$M = 6$	142.1	144.1	117.9	129.6	120.8	123.1	123.1	123
$M = 7$	183.2	189.2	155.2	170.3	159.0	161.8	160.8	162.7
Координаты датчика по оси $x$	44.5	54.5	64.5	74.5	84.5	94.5	104.5	114.5
$M = 5$	90.0	73.2	67.1	72.0	69.8	72.9	72.4	74.4
$M = 6$	162.6	128.0	116.7	125.6	120.6	125.4	122.7	125.2
$M = 7$	213.5	168.4	153.4	165.1	158.9	164.0	161.4	165.4

Значения температуры в точках, где в экспериментах осуществлялась регистрация с помощью датчиков, размещенных в термозонде, приведены в табл. 3 для скоростей набегающего потока  $M = 5 \dots 7$ . Показанные величины получены осреднением по временному промежутку продолжительностью  $\Delta t = 0.3$  с. Так как задача решалась в нестационарной постановке, детально рассматривался интервал времени от начала до установления процесса обтекания модели. Процесс обтекания в численном расчете считался установившимся, когда характер распределения статического давления вдоль стенки становился неизменным, а скорость потока, полное и статическое давление на оси модели также принимали постоянные значения.

В качестве критерия установления нельзя использовать температуру на стенке в зоне контакта потока с термозондом, так как с течением времени она возрастает за счет вязкого трения между потоком и материалом, т.е. тепло распространяется в капролоновой втулке, где крепятся датчики температуры. На рис. 6 показана динамика изменения температуры стенки с течением времени для случая, когда скорость набегающего потока  $M = 6$ . На графике приведены распределения температуры в разные моменты времени. Видно, что чем больше время обтекания, тем выше значения, при этом характер распределения величины остается неизменным.

Аналогичным образом выглядит характер изменения температуры в зависимости от времени для случаев обтекания потоками с числами Маха  $M = 5$  и  $7$ . Верхняя кривая на графике, соответствующая стационарному расчету, показывает максимально достижимое значение температуры при обтекании модели ПВРД, когда в камере сгорания размещен зонд для измерения температур из устойчивого к высокотемпературному воздействию материала. В зависимости от скорости набегающего потока изменяется и максимальное значение температуры — например, для случая обтекания потоком  $M = 5$  она лежит в диапазоне  $T_{st} = 135 \dots 175$  °С, а при  $M = 7$  — в диапазоне  $T_{st} = 450 \dots 515$  °С. Относительное рассогласование между значениями температуры, полученными в эксперименте и расчете, для случая обтекания потоком  $M = 5$  в среднем составляет 35 %, для  $M = 6$  — порядка 80 %.

Отличия значений температуры, полученных в экспериментах и расчетах, связаны с особенностями теплопроводящих свойств материала, из которого изготовлен термозонд. Изначально капролон был выбран в качестве устойчивого к высокотемпературному воздействию наполнителя, так как он относится к классу теплоизоляторов. Данный материал действительно не проводит тепло, но склонен к прогреву в тонком слое (порядка 1 мм) в зоне контакта с потоком. На рис. 7 показано распределение температуры

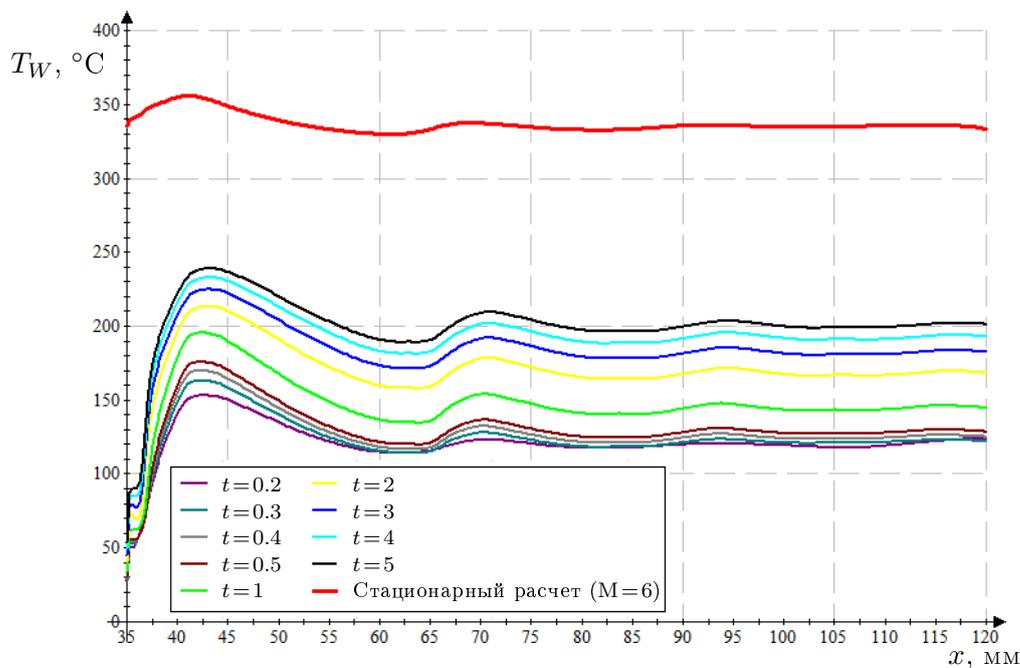


Рис. 6. Изменение температуры стенки  $T_W$  с течением времени (прогрев) для случая обтекания модели потоком со скоростью  $M = 6$

Fig. 6. Wall temperature  $T_W$  changes in a heating process for a flow around model with Mach number  $M = 6$

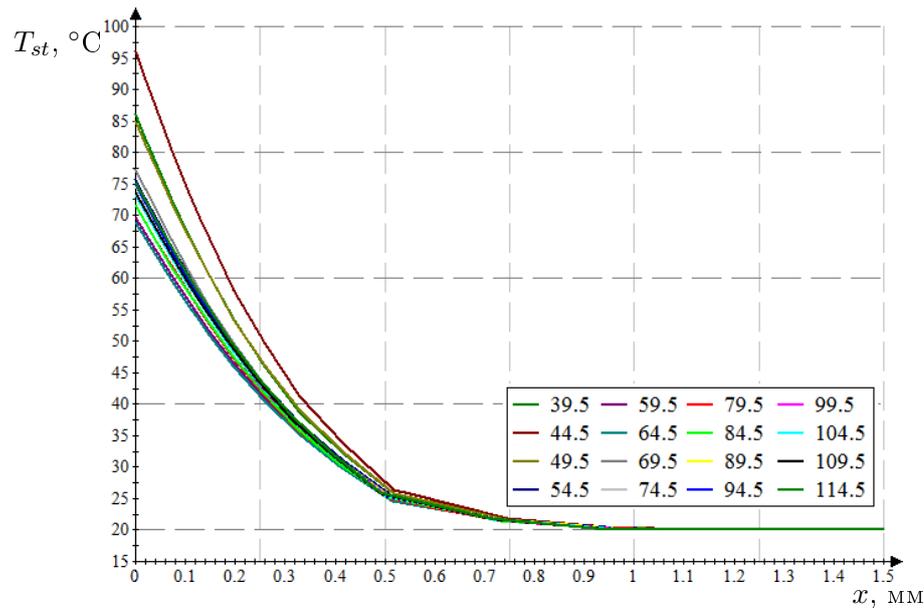


Рис. 7. Распределение температуры в зависимости от расстояния между слоем материала (капролона) и зоной контакта с потоком

Fig. 7. Temperature distribution versus distance between the material layer (caprolon) and the contact zone of flow

в зависимости от расстояния до поверхности контакта. Видно, что значение температуры резко убывает до глубины порядка 0.5 мм, а на расстоянии 1 мм от поверхности принимает значение 20 °С, т. е. становится равным температуре в начальный момент времени.

При рассмотрении процесса изменения температуры по мере удаления от зоны контакта зонда с потоком сделан вывод, что датчики, используемые в эксперименте, регистрируют температуру на некотором удалении от потока и полученные значения относятся к глубине, на которой расположен спай термопары. Так как толщина медного калориметра составляет 0.2 мм, были рассмотрены значения температуры на данной глубине. Переход к рассмотрению значений температуры в слое капролона на глубине 0.2 мм привел к уменьшению относительного рассогласования между экспериментальными данными и результатами расчета: получено рассогласование 11 % для скорости набегающего потока  $M = 5$  и 9.5 % для скорости  $M = 6$ .

## Заключение

Описана методика, позволяющая получить распределение температуры на стенке осесимметричного канала в ходе аэродинамических испытаний, и предложена конструкция такого измерительного устройства. Приведены полученные распределения температуры.

Выполнено математическое моделирование обтекания прямооточного воздушно-реактивного двигателя сверхзвуковым потоком. В ходе численного исследования нестационарного течения, которое формируется в камере сгорания, получены поля основных газодинамических параметров ( $M$ ,  $P$ ,  $T_{st}$ ) и ударно-волновая структура потока.

Сопоставление результатов аэродинамических испытаний с результатами численного расчета показало относительное рассогласование (2 %) по величине скорости потока на оси канала. Отличие для значений температуры на стенке канала составило более 30 °С. Далее был проанализирован процесс теплообмена между течением газа и материалом термозонда.

Таким образом, получено распределение температуры в теплоизоляционном материале (капролоне). Выявлено, что в зоне контакта термозонда со сверхзвуковым потоком можно выделить тонкий слой материала толщиной до 1 мм, в котором происходит перепад температуры от величины на стенке до начальной (атмосферной). Анализ распределения температуры в теплоизоляционном материале показал, что экспериментально зарегистрированные значения с погрешностью до 10 % соответствуют значениям температуры на глубине размещения спая термопары. Для улучшения согласования результатов экспериментов и математического моделирования необходимо учитывать эту глубину.

Результаты, полученные в ходе численного исследования течения в осесимметричном канале, в дальнейшем будут использованы для оценки времени воздействия потока на поверхность заряда топлива, необходимого для достижения температуры зажигания.

**Благодарности.** Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 20-38-90108.

## Список литературы

- [1] **Гутов Б.И., Звегинцев В.И., Мельников А.Ю.** Влияние теплоподвода в камере сгорания на течение в диффузоре сверхзвукового воздухозаборника. Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. 2017; 3(50):15–25. DOI:10.15593/2224-9982/2017.50.02.
- [2] **Носатов В.В., Семенов П.А.** Расчетно-экспериментальное исследование сверхзвукового турбулентного отрывного течения и локальной теплоотдачи в плоском канале с внезапным расширением. Вестник Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана. Серия “Естественные науки”. 2014; 1(52). Адрес доступа: <http://vestniken.ru/catalog/mathsim/hidden/180.html>
- [3] **Терехов В.И., Богатко Т.В.** Влияние толщины пограничного слоя перед отрывом потока на аэродинамические характеристики и теплообмен за внезапным расширением в круглой трубе. Теплофизика и аэромеханика. 2008; 15(1):99–106. DOI:10.15372/PMTF20150317.
- [4] **Звегинцев В.И.** Газодинамические установки кратковременного действия. Ч. I. Установки для научных исследований. Новосибирск: Параллель; 2014: 551.
- [5] **Попов М.М.** Термометрия и калориметрия. М.: Изд-во МГУ; 1954: 942.
- [6] **Мацкевич В.В., Фарапонов В.В., Маслов Е.А.** Анализ процесса теплообмена в пограничном слое проточной части модельного ГПВРД при обтекании сверхзвуковым потоком. Интеллектуальные энергосистемы: Труды V Международного молодежного форума, 9–13 октября 2017 г., г. Томск. Т. 1. Томск; 2017: 49–52.
- [7] **Скибина Н.П.** Математическое моделирование газодинамических процессов в импульсной аэродинамической установке и расчет некоторых параметров потока в рабочей части. Вычислительные технологии. 2019; 24(5):38–48. DOI:10.25743/ICT.2019.24.5.004.
- [8] **Снегирев А.Ю.** Высокопроизводительные вычисления в технической физике. Численное моделирование турбулентных течений: Учеб. пособ. СПб.: Изд-во Политехн. ун-та; 2009: 143.
- [9] **Скибина Н.П., Савкина Н.В., Фарапонов В.В.** Численное моделирование обтекания цилиндрического тела сверхзвуковым потоком. Фундаментальные и прикладные проблемы современной механики (ФППСМ-2016): Сборник трудов IX Всерос. науч. конф., 21–25 сентября 2016 г. Томск: Томский государственный университет; 2016: 151–153.

- [10] Скибина Н.П., Савкина Н.В., Фарапонов В.В., Маслов Е.А. Комплексный подход к решению задачи высокоскоростного обтекания тела в импульсной аэродинамической установке и проверка согласованности полученных результатов. Вестник Томского государственного университета. Математика и механика. 2019; 59:118–129.

---

Вычислительные технологии, 2020, том 25, № 6, с. 50–61. © ФИЦ ИВТ, 2020  
Computational Technologies, 2020, vol. 25, no. 6, pp. 50–61. © FRC ICT, 2020

ISSN 1560-7534  
eISSN 2313-691X

---

MATHEMATICAL MODELLING

---

DOI:10.25743/ICT.2020.25.6.003

**Computational study of unsteady gas flow in the combustion chamber of a ramjet engine with heat transfer**

SKIBINA NADEZHDA P.

National Research Tomsk State University, 634050, Tomsk, Russia

Corresponding author: Skibina Nadezhda P., e-mail: [uss.skibina@gmail.com](mailto:uss.skibina@gmail.com)

Received December 20, 2019, revised September 25, 2020, accepted October 14, 2020

**Abstract**

*Purpose.* The aim of this study is a numerical simulation of unsteady supersonic gas flow in a working path of ramjet engine under conditions identical to aerodynamic tests. Free stream velocity corresponding to Mach numbers  $M = 5 \dots 7$  are considered.

*Methodology.* Presented study addresses the methods of physical and numerical simulation. The probing device for thermometric that allows to recording the temperature values along the wall of internal duct was proposed. To describe the motion of a viscous heat-conducting gas the unsteady Reynolds averaged Navier — Stokes equations are considered. The flow turbulence is accounted by the modified SST model. The problem was solved in ANSYS Fluent using finite-volume method. The initial and boundary conditions for unsteady calculation are set according to conditions of real aerodynamic tests. The coupled heat transfer for supersonic flow and elements of ramjet engine model are realized by setting of thermophysical properties of materials. The reliability testing of numerical simulation has been made to compare the results of calculations and the data of thermometric experimental tests.

*Findings.* Numerical simulation of aerodynamic tests for ramjet engine was carried out. The agreement between the results of numerical calculations and experimental measurements for the velocity in the channel under consideration was obtained; the error was shown to be 2%. The temperature values were obtained in the area of contact of the supersonic flow with the surface of the measuring device for the external incident flow velocities for Mach numbers  $M = 5 \dots 7$ . The process of heating the material in the channel that simulated the section of the engine combustion chamber was analyzed. The temperature distribution was studied depending on the position of the material layer under consideration relative to the contact zone with the flow.

*Value.* In the course of the work, the fields of flow around the model of a ramjet engine were obtained, including the region of supersonic flow in the inner part of axisymmetric channel. The analysis of the temperature fields showed that to improve the quality of the results, it is necessary to take into account the depth of the calorimetric sensor. The obtained results will be used to estimate the time of interaction of the supersonic flow with the fuel surface required to reach the combustion temperature.

*Keywords:* mathematical modelling, numerical calculation, ramjet engine, heat distribution, heat exchange, aerodynamic facility.

*Citation:* Skibina N.P. Computational study of unsteady gas flow in the combustion chamber of a ramjet engine with heat transfer. Computational Technologies. 2020; 25(6):50–61. DOI:10.25743/ICT.2020.25.6.003. (In Russ.)

**Acknowledgements.** The reported study was funded by RFBR, project No. 20-38-90108.

#### References

1. **Gutov B.I., Zvegintsev V.I., Melnikov A.Yu.** Influence of the heat supply in the combustion chamber on the flow in the diffuser of the supersonic air intake. PNRPU Aerospace Engineering Bulletin. 2017; (50):15–25. DOI:10.15593/2224-9982/2017.50.02. (In Russ.)
2. **Nosatov V.V., Semenyov P.A.** Computational and experimental study of the supersonic turbulent detached flow and local heat emission in a flat duct with a sudden expansion. Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Natural Sciences. 2014; 1(52). Available at: <http://vestniken.ru/eng/catalog/mathsim/hidden/180.html> (In Russ.)
3. **Terekhov V.I., Bogatko T.V.** Aerodynamics and heat transfer in a separated flow in an axisymmetric diffuser with sudden expansion. Journal of Applied Mechanics and Technical Physics. 2015; 56(3):471–478. DOI:10.15372/PMTF20150317.
4. **Zvegintsev V.I.** Gazodinamicheskie ustanovki kratkovremennogo deystviya. Ch. I. Ustanovki dlya nauchnykh issledovaniy [Gas dynamic devices of short duration. Part I. Devices for scientific research]. Novosibirsk: Parallel'; 2014: 551. (In Russ.)
5. **Popov M.M.** Termometriya i kalorimetriya [Thermometry and calorimetry]. Moscow: Izd-vo MGU; 1954: 942. (In Russ.)
6. **Matskevich V.V., Faraponov V.V., Maslov E.A.** Analysis of the heat transfer process in the boundary layer in the flow around the scramjet model by supersonic flow. Intellektual'nye energosistemy: Trudy V Mezhdunarodnogo molodezhnogo foruma, 9–13 oktyabrya 2017, Tomsk. Vol. 1. Tomsk; 2017: 49–52. (In Russ.)
7. **Skibina N.P.** Mathematical modeling of gas-dynamic processes in a pulsed aerodynamic facility and the numerical calculation of flow parameters in the test chamber. Computational Technologies. 2019; 24(5):38–48. DOI:10.25743/ICT.2019.24.5.004. (In Russ.)
8. **Snegirev A.Yu.** Vysokoproizvoditel'nye vychisleniya v tekhnicheskoy fizike. Chislennoe modelirovanie turbulentnykh techeniy: Uchebnoe posobie [High performance computing in engineering physics. Numerical modeling of turbulent flows]. SPb.: Izd-vo Politekhnicheskogo Universiteta; 2009: 143. (In Russ.)
9. **Skibina N.P., Savkina N.V., Faraponov V.V.** Numerical simulation of supersonic flow around a cylindrical body. Fundamental and Applied Problems of Modern Mechanics (FPSPM-2016): Proc. of the IX All-Russ. Sci. Conf., Sept. 21–25, 2016. Tomsk: Tom. Gos. Univ.; 2016: 151–153. (In Russ.)
10. **Skibina N.P., Savkina N.V., Faraponov V.V., Maslov E.A.** An integrated approach to solving the problem of high-speed flow around a body in a pulsed aerodynamic facility, and validation of the obtained results. Tomsk State University Journal of Mathematics and Mechanics. 2019; 59:118–129. (In Russ.)