

УДК 621.454.2.018.3

Канд. техн. наук К. А. Никитенко

## РАСЧЕТ ТЕЧЕНИЯ ГАЗОВ В СОПЛЕ ВЫСОТНОГО ДВИГАТЕЛЯ И ОПЫТ ПРИМЕНЕНИЯ СОПЛОВОГО ВОДООХЛАЖДАЕМОГО НАСАДКА ПРИ ИСПЫТАНИЯХ

На ГП «КБ «Южное» разработан и испытывается двигатель 3-й ступени ракеты-носителя «Циклон-4». Для отладки двигательных и стендовых систем на первых огневых испытаниях сопловой насадок радиационного охлаждения заменен на стальной водоохлаждаемый. Двигатель с водоохлаждаемым насадком предполагалось включать без вакуумирования и без газодинамической трубы, что обуславливало работу с отрывом потока у выходной кромки водоохлаждаемого насадка. Поэтому расчет течения в сопле с водоохлаждаемым насадком, определение места отрыва потока и тепловой нагрузки на водоохлаждаемый насадок при работе в наземных условиях являются важными задачами. Выбор модели турбулентного течения заметно влияет на прогноз характеристик потока. Газодинамический расчет сопла с водоохлаждаемым насадком показал важность применения модели турбулентного течения  $k-\omega$  SST для течений с внутренним отрывом пограничного слоя и отрывом потока у среза сопла. Применение модели течения  $k-\omega$  SST для расчетов сопла с отрывом потока или внутренним переходным слоем позволяет адекватно описать картину течения, хотя, как показало сравнение с экспериментальными данными, эта модель прогнозирует более поздний отрыв потока от стенки, чем полученный на испытаниях. Расчет позволяет получить температурный профиль стенки и дать рекомендации по выбору места замера давлений в насадке с целью снижения погрешности показаний датчиков. С учетом специфики температурного поля стенки насадка подобран режим охлаждения. Испытания сопла двигателя РД861К с водоохлаждаемым насадком позволяют говорить об успешности его применения в качестве необходимого элемента для отработки запуска и работы двигателя в наземных условиях без дополнительного стендового оборудования.

**Ключевые слова:** турбулентное течение, отрыв потока, охлаждение, технологический насадок.

На ДП «КБ «Південне» розробили та випробовують двигун 3-го ступеня ракети-носія «Циклон-4». Для відпрацювання рушійних систем двигуна та стенда під час перших вогневих випробувань соплової насадки радіаційного охолодження замінено на сталевий водоохолоджуваний. Двигун з водоохолоджуваним насадком передбачалося вмикати без вакуумування та без газодинамічної труби, що зумовлювало роботу з відривом потоку біля вихідної кромки водоохолоджуваного насадка. Тому розрахунок течії у соплі з водоохолоджуваним насадком, визначення місця відриву потоку і теплового навантаження на водоохолоджуваний насадок під час роботи в наземних умовах є важливими завданнями. Вибір моделі турбулентної течії помітно впливає на прогнозування характеристик потоку. Газодинамічний розрахунок сопла з водоохолоджуваним насадком показав важливість застосування моделі турбулентної течії  $k-\omega$  SST для течій із внутрішнім відривом прилеглої стінки та з відривом потоку біля зрізу сопла. Застосування моделі течії  $k-\omega$  SST для розрахунків сопла з відривом потоку або з внутрішнім перехідним шаром дозволяє адекватно описати параметри течії, хоча, як показало порівняння з експериментальними даними, ця модель прогнозує пізніший відрив потоку від стінки, ніж одержаний під час випробувань. Розрахунок дозволяє одержати температурний профіль стінки та дати рекомендації щодо вибору місця вимірювання тиску в насадку з метою зменшення похибки датчиків. З урахуванням специфіки температурного поля стінки насадка підібрано режим охолодження. Випробування сопла двигуна РД861К з водоохолоджуваним насадком свідчать про успішність його застосування як необхідного елемента для відпрацювання запуску та роботи двигуна в наземних умовах без додаткового стендового устаткування.

**Ключові слова:** турбулентна течія, відрив потоку, охолодження, технологічний насадок.

At Yuzhnoye State Design Office, the Cyclone-4 launch vehicle 3<sup>rd</sup> stage engine has been developed and is under testing. For adjustment of the engine and test bench systems, in the first firing tests the radiation-cooled nozzle extension was replaced with a steel water-cooled one. It was planned to start the engine with water-cooled nozzle extension without vacuumizing and without gas dynamic pipe, which conditioned operation with flow separation at the output edge of water-cooled nozzle extension. Therefore, the calculation of flow in the nozzle with water-cooled extension, flow separation place, and thermal load on water-cooled nozzle extension during operation in ground conditions is an important task. Selection of turbulent flow model has a noticeable impact on prediction of flow characteristics. The gas dynamic analysis of the nozzle with water-cooled extension showed the importance of using the turbulent flow model  $k-\omega$  SST for the flows with internal separation of boundary layer and with flow separation at nozzle section. The use the flow

model  $k-\omega$  SST for calculation of nozzle with flow separation or with internal transitional layer allows adequately describing the flow pattern, though, as the comparison with experimental data showed, this model predicts later flow separation from the wall than that obtained in the tests. The calculation allows obtaining a temperature profile of the wall and providing the recommendations for selection of pressure measurement place in the nozzle extension for the purpose of reducing sensors indication error. With consideration for the special nature of the nozzle extension wall temperature field, the cooling mode was selected. The tests of RD861K engine nozzle with water-cooled extension allow speaking about its successful use as a required element for testing engine start and operation in ground conditions without additional test bench equipment.

**Key words:** turbulent flow, flow separation, cooling, technological extension.

## Введение

Маршевый двигатель 3-й ступени РН «Циклон-4» представляет собой двухкомпонентный однокамерный жидкостный ракетный двигатель с турбонасосной системой подачи компонентов топлива, выполненный по открытой схеме. Генераторный газ направляется вдоль стенки сопла, защищая ее от высокотемпературного потока камерного газа. Конструктивно сопло имеет технологический разъем – место стыковки охлаждаемой и неохлаждаемой частей.

Двигатель включается при давлении окружающей среды  $3 \cdot 10^{-5}$  мм рт. ст., имеет давление на срезе сопла 0,03 атм. При работе в земных условиях такое низкое давление у среза обуславливает возникновение отрыва потока на стенке насадка. Поскольку штатный насадок не имеет жидкостного охлаждения, возникает опасность перегрева стенки в месте нахождения скачка уплотнения.

Для проведения испытаний двигателей последних ступеней ракет в условиях стенда применяются барокамеры и газодинамические трубы (ГДТ), которые предназначены для поддержания у среза сопла определенного давления, обеспечивающего его нормальную работу. Сложность работы с ГДТ для конкретного двигателя заключается в необходимости ее проектирования под размеры сопла и характеристики двигателя [1]. ГДТ на действующем стенде не позволяет испытать камеру с полноразмерным соплом, имеющим геометрическую степень расширения  $f_a = F_a/F_{cr} = 177,2$ . Поэтому рассматривали два варианта испытаний двигателя – с укороченным соплом и со специально спроектированным водоохлаждаемым насадком (ВН). Испытания камер на компонентах РГ-1 –  $O_2$  с укороченным

сопловым насадком радиационного охлаждения из композиционного материала успешно проводились в стендовых условиях [2]. Эта работа показала эффективность применения укороченного сопла с  $f_a = 140$  для испытания двигателя с высокой степенью расширения и адекватность газодинамических расчетов результатам замеров температуры стенки сопла.

В сопле двигателя 3-й ступени РН «Циклон-4» РД861К вдуваемый в месте стыка насадка генераторный газ образует пристеночный слой, обеспечивающий расчетную температуру стенки. Эффективность такой температурной защиты стенки насадка требует расчетного и экспериментального подтверждения. При испытаниях двигателя на стенде проверялась его работа на различных режимах, проводилась отработка стендовых систем обеспечения испытаний двигателя. Для устранения влияния нештатных ситуаций на работоспособность насадка для начальной серии испытаний был сконструирован и применен ВН. Этот технологический насадок обеспечивает безотрывную работу охлаждаемого сопла и отвод генераторного газа. Двигатель с ним предполагалось включать без вакуумирования и без ГДТ, что обуславливало работу с отрывом потока у выходной кромки ВН. Такой характер течения для данной ситуации прогнозируем и не представляет опасности для конструкции, если правильно организовано охлаждение ВН. Поэтому расчет течения в сопле с ВН, определены места отрыва потока и тепловой нагрузки на ВН при работе в наземных условиях являются важными задачами.

Данная работа посвящена расчету течения и анализу работы сопла с ВН двигателя РД861К в наземных условиях при стендовых испытаниях.

### Особенности модели сопла, сетка, граничные условия

Для решения уравнений переноса турбулентного течения использовалась программа Fluent [3]. Расчет выполнен для двух вариантов, имеющих отличия, указанные в таблице. Для них состав продуктов сгорания отвечает номинальным условиям работы двигателя. Свойства продуктов сгорания заданы кусочно-линейной зависимостью от температуры. Рассматривался сжимаемый идеальный газ.

Особенности модели: осесимметричная, смесь газов трехкомпонентная – продукты сгорания из камеры и газогенератора, воздух. Рассматривалась исключительно не реагирующая смесь газов ввиду отсутствия в настоящий момент модели многоступенчатой реакции компонентов топлива.

Варианты расчета течения в двигателе РД861К

№	Теплообмен через стенку	Давление в камере $P_k$ , атм	Толщина стенки $\delta$ , мм	Расход в газогенераторе $G_g$ , кг/с	Модель турбулентного потока
1	+	90,0	2,0	0,798	k- $\omega$ SST
2	+	90,6	1,0	0,798	k- $\epsilon$

Давление окружающей среды – 1 атм. Модель турбулентности – k- $\omega$  SST [4] с установленными по умолчанию константами. Это модифицированная модель, устраняющая склонность большинства моделей не описывать степень отрыва для потоков с обратным градиентом давления. Она учитывает эффект переноса основного напряжения сдвига в турбулентном слое путем ограничения турбулентной вязкости, что важно в расчетах свободных струй. Модель k- $\omega$  SST – одна из основных, используемых в расчетах сопел со скачком или с отрывом потока. Обоснование принятой модели турбулентного течения приведено ниже.

В расчете учитывается лучистое излучение, уход тепла через стенку определяется температурой ее охлаждаемой поверхности, которая задана кусочно-линейной функцией. Значения температуры на участках взяты из теплового расчета.

Расчетная сетка специально не адаптировалась к пристеночному слою сопла. Ее качество для моделирования течения в пристеночном слое характеризуется параметром  $y^+$ , участвующим в определении толщины пограничного слоя. Теория по этому вопросу освещена довольно широко [5]. В рассматриваемой модели значение  $y^+$  в

пристеночном слое сопла высокое (максимальное значение  $y^+$  для стенки охлаждаемого сопла составляет 350, хотя должно быть как можно ниже) и достаточное для стенки насадка (максимальное значение  $y^+ = 8$ ). Относительно размеров сетки следует иметь в виду следующее: для расчета турбулентных течений в данной задаче в основном приемлемым является значение  $y^+$  ниже 100 [6]. Однако применение модели пристеночного слоя в общей модели турбулентного потока требует значения  $y^+$  ниже 30 для того, чтобы ячейки сетки, находящиеся вблизи стенки, гарантированно лежали внутри области с логарифмическим законом распределения скорости и температуры течения. Выше этой области на распределение параметров потока сильное влияние оказывает турбулентная неравномерность. Ниже слоя с логарифмическим законом распределения для  $y^+ < 11,225$  расчет ведется по линейному (ламинарному) закону распределения температуры и скорости. В течениях со скачком не всегда возможно везде получить значение  $y^+ < 30$ , особенно в месте возникновения отрыва потока. Поэтому используется средний по площади (по контуру) показатель  $y^+$  для оценки качества пристеночного слоя. В данных моделях среднее значение  $y^+$  составляло 86, что приемлемо для расчетов подобных задач [7]. Адаптацию сетки проводили только для варианта 1 по причине значительного увеличения времени расчета (приблизительно в 5 раз). Граничные условия модели показаны на рис. 1.

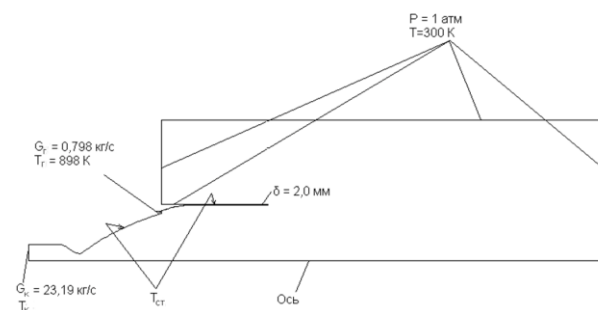


Рис. 1. Граничные условия модели для варианта расчета 1:

$G_k, G_g$  – расход в камере и газогенераторе соответственно;  $T_k, T_g$  – полная температура в камере и месте вдува генераторного газа соответственно;  $P$  – давление окружающей среды;  $T$  – температура окружающей среды;  $T_{cr}$  – температура охлаждаемой стенки (задана по участкам);  $\delta$  – толщина стенки насадка

### Выбор модели турбулентного течения

Как показал расчет на данной модели сопла, выбор модели турбулентного течения заметно влияет на прогноз характера течения потока.

Для расчетов течения в соплах различной конструкции – прямоугольного сечения, параболических, идеальных, с преломленным профилем, с охлаждаемой либо не охлаждаемой стенкой – применяют три основные модели турбулентного потока для расчета по уравнениям Навье-Стокса. Это Spallart-Allmaras (S-A) [8],  $k-\epsilon$  [9] и  $k-\omega$ . Выбор этих моделей обусловлен особенностями конкретных задач. Так, в [10] рассчитывалось сопло прямоугольного сечения без отрыва потока, и выбор модели S-A обусловлен прежде всего ее простотой (она решает одно уравнение в отличие от других названных выше моделей, состоящих из двух уравнений). Модель S-A создавалась специально для аэрокосмических задач, включающих в себя пристеночные слои, она достаточно хороша для задач с отрицательным градиентом давления. Однако модель S-A трудноприменима к задачам со свободной струей, и ее пригодность для их решения недостаточно проверена.

Довольно широко применяется модель  $k-\epsilon$  в [11-13], в которых рассмотрены различные модели сопел – с охлаждаемой стенкой и без охлаждения, с прямоугольной и тетрагональной сетками, с 2D- и 3D-течениями [11], со вдувом вторичного газа в сопло [12] и без, с моделированием течения реагирующего потока [11] и холодной продувкой воздухом [13]. Для этих работ общим является то, что отрыв потока в соплах отсутствует.

Много работ посвящено изучению феномена полного или частичного отрыва потока в соплах [14-17] как для реагирующего газа [14], так и при холодных продувках [15] или испытаниях с подогретым воздухом [17]. Для этого класса задач чаще применяют модель  $k-\omega$  с модификацией модельных коэффициентов [14, 15]. Без этой модификации напряжения Рейнольдса (напряжения, связанные с флуктуациями скорости, температуры, давления и т. д. относительно среднего значения) в модели  $k-\omega$  получаются завышенными в переходной

области потока [15]. Иногда применяют иные модели турбулентного течения для моделирования течения с отрывом потока. В [16] применяли модель, разработанную на основе моделей Болдуина-Ломакса для области с присоединенным пограничным слоем, Голдберга для области с обратными токами и усовершенствованной модели Голдберга для отделившейся свободной струи [18].

Анализ расчетных задач и выбранных моделей расчета турбулентного потока показывает, что для течений без отрыва потока в соплах выбор модели не критичен. Для расчета потоков в соплах с отрывом потока, с частичным отрывом (с присоединенной струей), с внутренней ударной волной применяют модель  $k-\omega$  либо иные модели, специально разработанные для расчета течений с отрывом.

Выбор модели  $k-\omega$  в настоящем расчете, исходя из изложенного выше, связан с наличием области с отрывом пограничного слоя от стенки (переход от среза сопла к насадку, рис. 2) или возможным отрывом потока вблизи среза насадка.

Для сравнения ниже приведен расчет той же модели сопла с аналогичными исходными данными и граничными условиями (кроме толщины стенки насадка), но с моделью турбулентности  $k-\epsilon$  (вариант расчета 2).

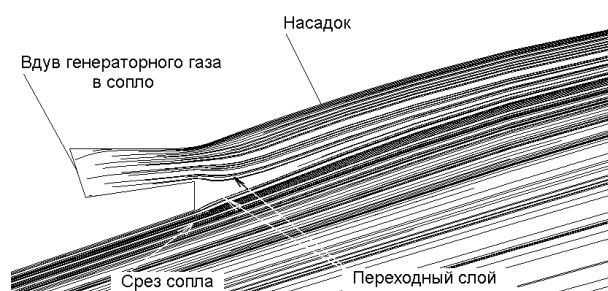


Рис. 2. Линии тока в области среза сопла РД861К

### Расчет режима охлаждения ВН

Расчет теплообмена в кольцевом канале при принудительном движении жидкости является нетривиальной задачей. Поэтому в расчетах используют экспериментальные данные, а также эмпирические интерполяционные формулы для частных случаев. Теоретическое значение теплового потока  $q$

устанавливается выбором расчетного режима охлаждения. Значение  $q$  зависит от полного температурного напора (разница между температурой газа и температурой охлаждающей жидкости), давления охлаждающей жидкости, а также от краевого угла смачивания [19] и поверхностных эффектов: незначительное количество окислов и пленок увеличивает теплоотдачу, значительное загрязнение снижает теплоотдачу за счет термического сопротивления слоя сажи. Одновременное проявление этих эффектов затрудняет расчет теплоотдачи. Коэффициент теплоотдачи жидкости  $\alpha_f$  может изменяться при фиксированных давлениях и  $q$  в пределах  $\pm 35\%$  [20] и определяется по формуле для течения в канале при турбулентном режиме [21]

$$\alpha_f = 0,021 \frac{\lambda_f}{d_r} \text{Re}_f^{0,8} \text{Pr}_f^{0,43} \left( \frac{\text{Pr}_f}{\text{Pr}_w} \right)^{0,25},$$

где  $\lambda_f$  – коэффициент теплопроводности воды;  $d_r$  – гидравлический диаметр канала;  $\text{Re}_f$ ,  $\text{Pr}_f$  – числа Рейнольдса и Прандтля основного потока охлаждающей воды;  $\text{Pr}_w$  – число Прандтля у стенки.

Принимается режим охлаждения при отсутствии кипения. Общепринятый запас по температуре, обеспечивающий отсутствие кипения в тракте, определяется как разница температур насыщенных паров и температуры стенки. Для воды этот запас составляет  $10...15^\circ\text{C}$ .

Тепловой поток от газа в жидкость

$$q = k_T \pi (T_g - T_f),$$

где  $k_T$  – полный коэффициент теплоотдачи,  $k_T = f(\alpha_f, \alpha_g, \delta)$ ;  $T_g$ ,  $\alpha_g$  – температура и коэффициент теплоотдачи газа (определяются из газодинамического расчета);  $T_f$  – температура основного потока жидкости.

Поскольку методика расчета опирается на эмпирические зависимости, а тепловой поток зависит от многих трудноучитываемых факторов, то параметры охлаждения

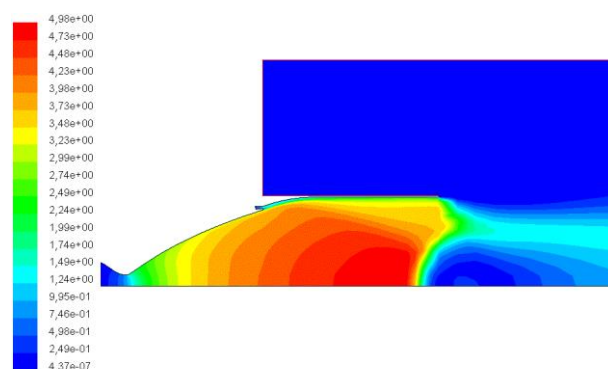
ВН уточнялись после установочных испытаний двигателя.

## Результаты расчета течения

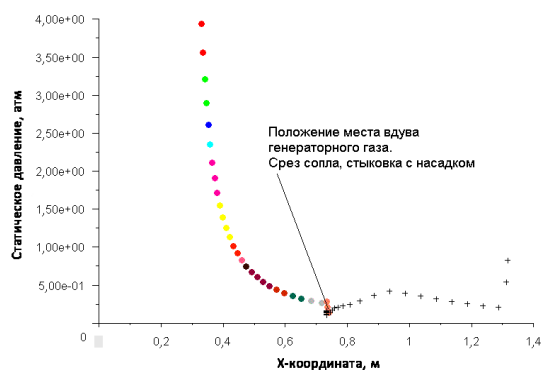
### Вариант расчета 1

Присутствует скачок уплотнения в насадке у его среза (рис. 3, а). На стенке насадка возникает косой отрыв, положение которого можно определить по распределению статического давления (рис. 3, б). Ноль осевой координаты на рисунках ниже соответствует положению стенки форсуночной головки камеры.

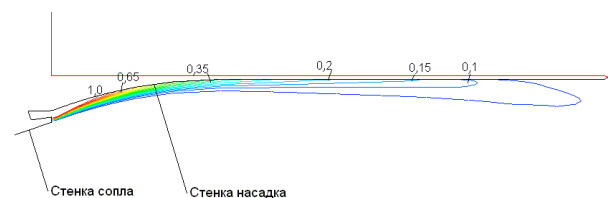
Генераторный газ, направляемый вдоль стенки цилиндрического насадка, на расстоянии примерно трети его длины у стенки активно размывается потоком продуктов сгорания камерного газа (рис. 3, в).



а



б



в

Рис. 3. Расчет по варианту 1:

а – число Маха; б – статическое давление;

в – массовая доля генераторного газа в потоке

Цилиндрическая форма насадка не способствует параллельному течению потоков. Вследствие этого температура в пристеночной области насадка повышается в месте взаимодействия струи основного потока со стенкой (рис. 4, показано стрелкой) и, как следствие, растет температура стенки насадка.

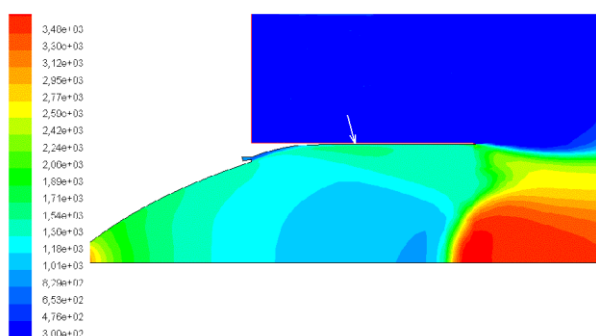


Рис. 4. Поле статической температуры, К (расчет по варианту 1)

### Вариант расчета 2

Для сравнения результатов расчета по выбранной модели турбулентности  $k-\omega$  здесь приводятся результаты с теми же исходными данными по модели  $k-\epsilon$ .

Примечательно следующее: поток имеет отрыв на срезе сопла, в областях стенки насадка и вдува в сопло он дозвуковой (рис. 5, а). При дозвуковом течении скачок уплотнения должен находиться где-то внутри коллектора вдува генераторного газа или на выходе из него, что не подтверждается результатами замеров давления на соответствующем участке при испытаниях двигателя.

Температура газа вдоль стенки насадка низкая (рис. 5, б), расчет показывает присутствие области обратных течений возле стенки. Такой результат также не согласуется с результатами эксперимента, во время которого зафиксирован подогрев охлаждающей жидкости насадка.

Исходя из приведенных замечаний, можно сделать вывод о неприемлемости применения модели  $k-\epsilon$  для расчетов сопла двигателя РД861К.

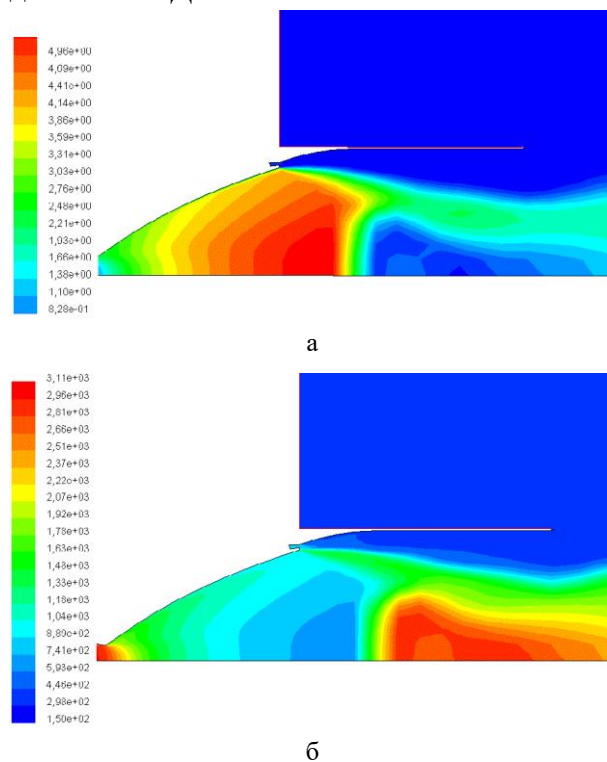


Рис. 5. Расчет по варианту 2:

а – число Маха; б – статическая температура, К

### Стендовые испытания двигателя с ВН

Графики замеренной температуры охлаждающей жидкости на испытаниях двигателя с ВН приведены на рис. 6. Фактический подогрев воды на выходе из охлаждающего тракта ВН при первом включении составил около  $67^\circ\text{C}$ , при втором –  $50^\circ\text{C}$ . Тепловой режим ВН на втором включении приемлем для его надежной работы и обеспечивался на дальнейших испытаниях.

Ниже приведены данные испытаний 1–3 двигателя № 2 и испытаний 1, 4–6 переборочного двигателя № 1. Режимы работы двигателей взяты выборочно с давлением в камере  $P_k$  и расходом генераторного газа  $G_g$ , близкими к номинальным (принятым в расчетах).

Схема расположения датчиков замера давления на стенке насадка приведена на рис. 7. На рис. 8 и 9 представлены зависимости статического давления на стенке, по-

лученные в расчетах по осесимметричной модели сопла с ВН, и экспериментальные данные замеров давлений в трех сечениях (зона 1, зона 2, зона 3). В верхнем левом углу рисунков приведены данные давления в камере (числитель) и расхода генераторного газа (знаменатель) для выбранного промежутка времени испытаний.

На рисунках видна значительная повторяемость результатов замеров для сечения зоны 1 на различных испытаниях при разных режимах работы двигателя. Замеры в остальных сечениях для двух двигателей отличаются диапазонами данных и харак-

Для сечения зоны 2 это предположительно связано с неудачным выбором места для расположения датчиков: в этом сечении поток обладает максимальной радиальной составляющей скорости, что приводит к погрешности замера статического давления, включая динамическую составляющую (рис. 10). По этой причине в сечении зоны 2 данные замеров лежат выше расчетной кривой. На рис. 8, 9 пунктиром обозначена область замеренных давлений с учетом поправки на динамическую составляющую скорости.

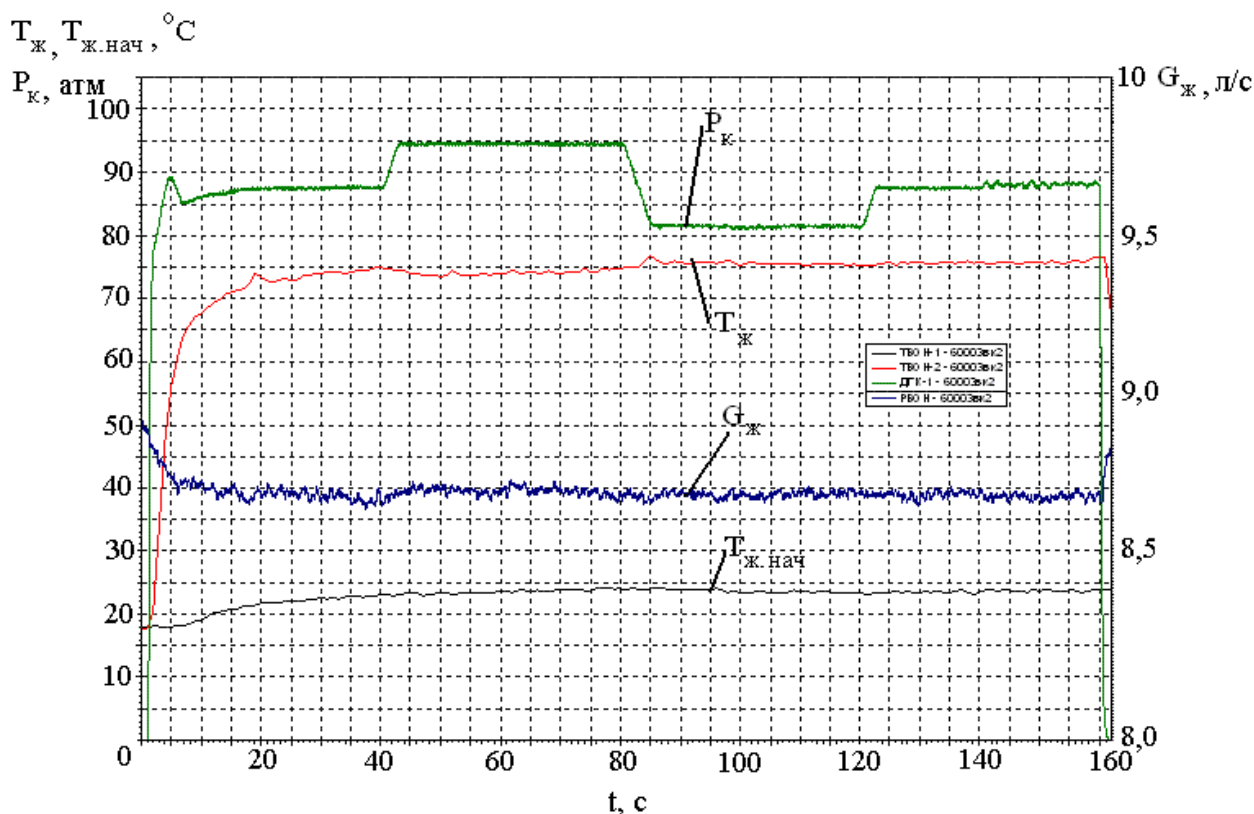


Рис. 6. Параметры охлаждения ВН при стендовых испытаниях двигателя №2 (второе включение):  $T_{ж}$ ,  $T_{ж.нач}$  – температура охлаждающей жидкости на выходе и входе ВН соответственно;  $P_k$  – давление в камере;  $G_{ж}$  – расход охлаждающей жидкости;  $t$  – время работы двигателя

теризуются бóльшим разбросом значений.

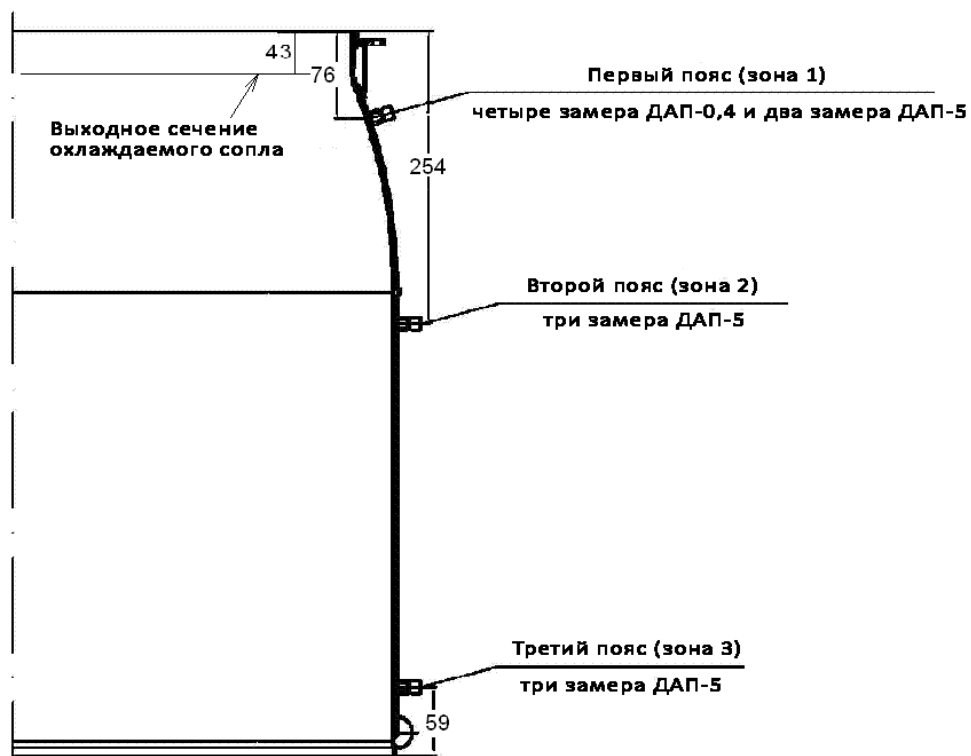


Рис. 7. Схема расположения датчиков замера давлений газа на сопловом насадке: первый пояс – 6 датчиков с шагом 60°; второй и третий пояса – по 3 датчика с шагом 120°

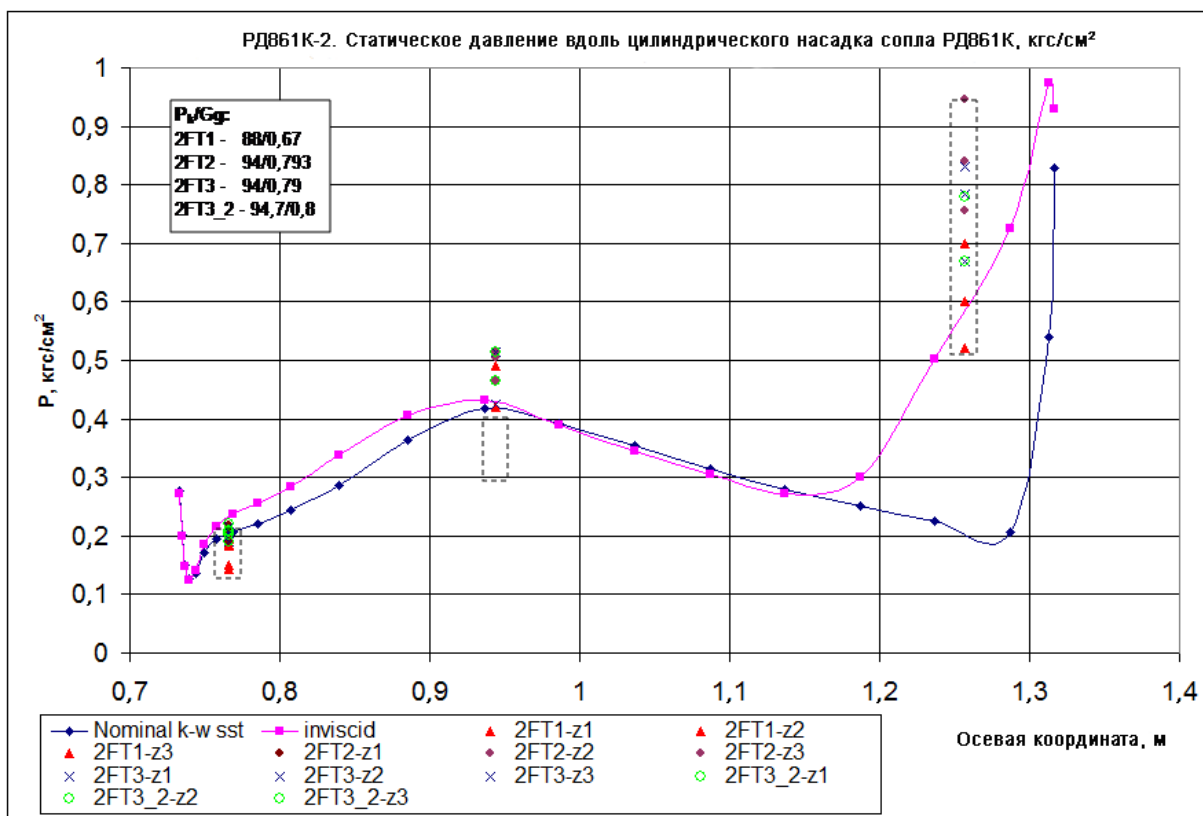


Рис. 8. Статическое давление вдоль стенки ВН. Двигатель № 2:  
 Nominal k-w SST – расчет по модели k-ω SST; inviscid – расчет по невязкой модели течения;  
 2FT1, 2FT2, 2FT3 – испытания №1 – 3 соответственно; ...-z1 - ...-z3 – замеры в сечениях зон 1–3  
 соответственно



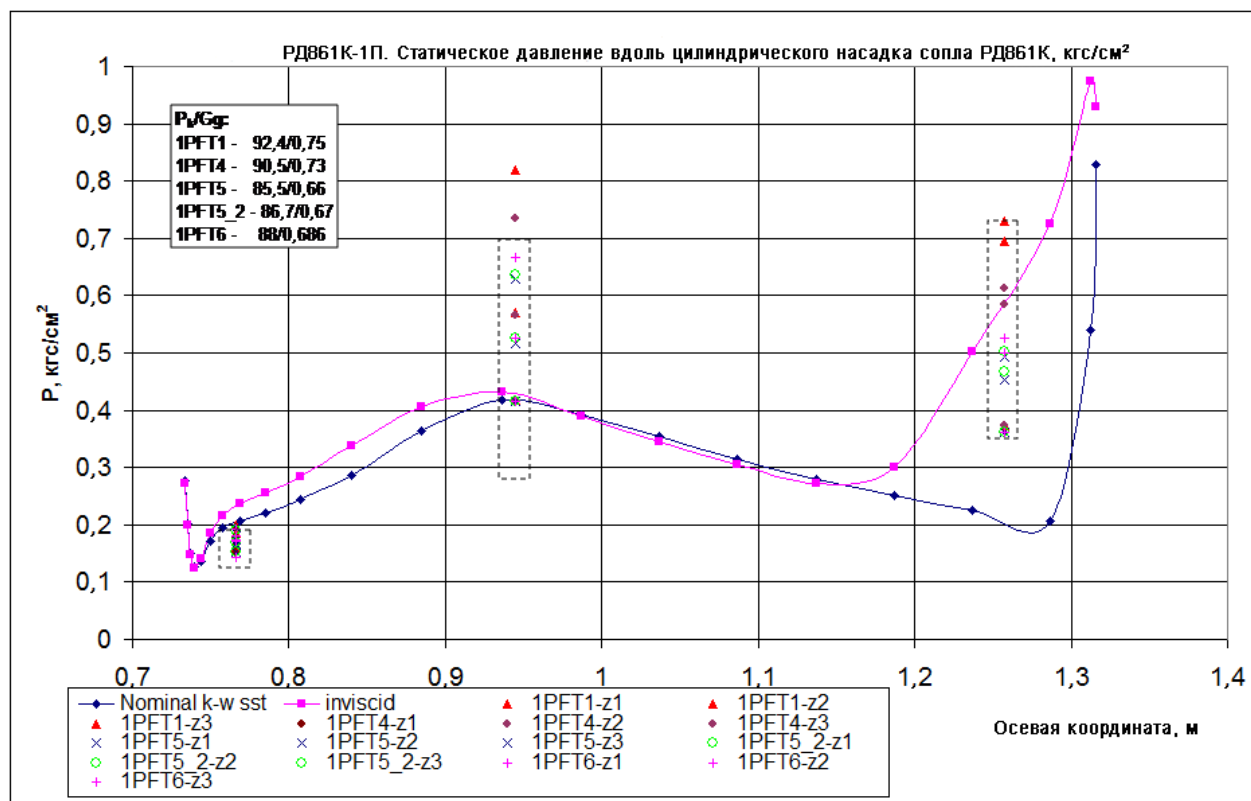


Рис. 9. Статическое давление вдоль стенки ВН. Переборочный двигатель № 1:  
 Nominal k-w SST – расчет по модели k- $\omega$  SST; inviscid – расчет по невязкой модели течения;  
 1PFT1, 1PFT4, 1PFT5, 1PFT6 – испытания № 1, 4 – 6 соответственно переборочного двигателя № 1;  
 1PFT5\_2 – испытание № 5, выборка 2; ...-z1 - ...-z3 – замеры в сечениях зон 1–3 соответственно

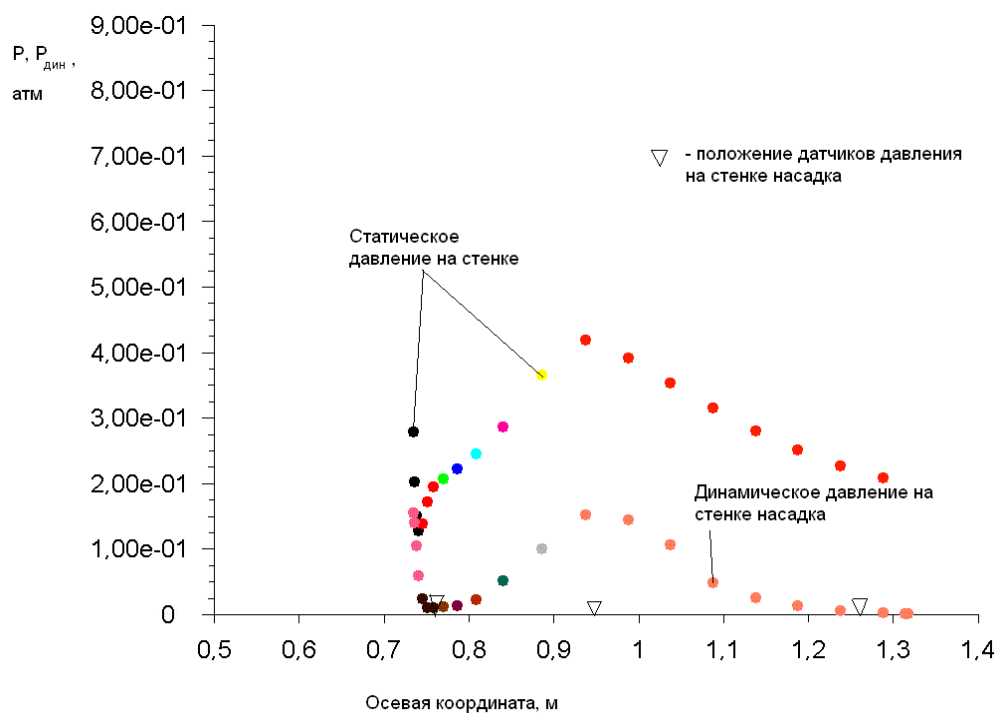


Рис. 10. Распределение статического и динамического давлений на стенке цилиндрического насадка

## Заключение

Таким образом, результаты расчета течения в сопле позволяют в целом говорить об адекватности модели результатам замеров. Результат расчета сильно зависит от выбора модели турбулентного потока. Применение модели течения  $k-\omega$  SST для расчетов сопла с отрывом потока или внутренним переходным слоем позволяет адекватно описать картину течения, хотя эта модель прогнозирует более поздний отрыв потока от стенки, чем полученный на испытаниях.

Замеренные давления на стенке насадка близки к расчетным с учетом поправки на динамическую составляющую. У данного ВН с цилиндрическим профилем имеется область повышенных температур на стенке. Выбор режима его охлаждения на испытаниях позволил успешно решить эту проблему. Испытания сопла двигателя РД861К с ВН позволяют говорить об успешности его применения в качестве необходимого элемента для отработки запуска и работы двигателя в наземных условиях без дополнительного стендового оборудования.

## Список использованной литературы

1. Массье П., Рошке Е. Экспериментальное исследование выхлопных диффузоров для ракетных двигателей // Исследование ракетных двигателей на жидком топливе. – М.: Мир, 1964. – С. 96–109.

2. Межевов А. В., Скоромнов В. И., Козлов А. В. и др. Внедрение соплового насадка радиационного охлаждения из углерод-углеродного композиционного материала на камеру маршевого двигателя 11Д58М разгонного блока ДМ-SL // Вестн. Самарского гос. аэрокосм. ун-та. – № 2 (10). – 2006. – С. 260–264.

3. Fluent. Software Package, Ver. 6.2.16, Fluent Inc., Lebanon, NH, 2004.

4. Wilcox D. C. Turbulence Modeling for CFD. – DCW Industries, Inc. – La Canada, California, 1998. – 460 p.

5. Андерсон Д., Таннехилл Дж., Плетчер Р. Вычислительная гидромеханика и теплообмен: в 2-х т. – М.: Мир, 1990. – 384 с.

6. Rodriguez C. G., Culter, A. D. Numerical Analysis of the SCHOLAR Supersonic Combustor, NASA-CR-2003-212689. – 2003. – 36 p.

7. Rajasekaran A., Babu V. Numerical Simulation of Three-dimensional Reacting Flow in a Model Supersonic Combustor // Journal of Propulsion and Power. – Vol. 22. – No. 4. – 2006. – P. 820–827.

8. Spalart P., Allmaras S. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows: Technical Report / American Institute of Aeronautics and Astronautics. – AIAA-92-0439. – 1992. – P. 5–21.

9. Launder B. E., Spalding D. B. Lectures in Mathematical Models of Turbulence. – London: Academic Press, 1972. – P. 157–162.

10. Rajasekaran A., Babu V. Numerical Simulation of Three-dimensional Reacting Flow in a Model Supersonic Combustor // Journal of Propulsion and Power. – Vol. 22. – No. 4. – 2006. – P. 820–827.

11. Ten-See Wang. Multidimensional Unstructured Grid Liquid Rocket-Engine Nozzle Performance and Heat Transfer Analysis // Journal of Propulsion and Power. – Vol. 22. – No. 1. – 2006. – 21 p.

12. Hyun Ko, Woong-Sup Yoon. Performance Analysis of Secondary Gas Injection into a Conical Rocket Nozzle // Journal of Propulsion and Power. – Vol. 18. – No. 3. – 2002. – P. 585–591.

13. Wilson E. A., Adler D., Bar-Yoseph P. Thrust-Vectoring Nozzle Performance Modeling. – Journal of Propulsion and Power. – Vol. 19. – No. 1. – 2003. – P. 39–47.

14. Gross A., Weiland C. Numerical Simulation of Hot Gas Nozzle Flows // Journal of Propulsion and Power. – Vol. 20. – No. 5. – 2004. – P. 879–891.

15. Gross A., Weiland C. Numerical Simulation of Separated Cold Gas Nozzle Flows // Journal of Propulsion and Power. – Vol. 20. – No. 3. – 2004. – P. 509–519.

16. Deck S., Guillen P. Numerical Simulation of Side Loads in an Ideal Truncated Nozzle // Journal of Propulsion and Power. – Vol. 18. – No. 2. – 2002. – P. 261–269.

17. Östlund J., Damgaard T., Frey M. Side-Load Phenomena in Highly Overexpanded Rocket Nozzle // Journal of Propulsion and Power. – Vol. 20. – No. 4. – 2004. – P. 695–704.

18. Goldberg U. C. Separated Flow Treatment with a New Turbulence Model. –

AIAA Journal. – Vol. 24. – No. 10. – 1986. – P. 1711–1713.

19. Головин В. С., Кольчугин Б. А., Лабунцов Д. А. Экспериментальное исследование теплообмена и критических тепловых нагрузок при кипении воды в условиях свободного движения. – ИФЖ. – 1963. – Т. 6. – № 2. – С. 3–7.

20. Михеев М. А., Михеева И. М. Основы теплопередачи. – Изд. 2-е, стереотип. – М.: «Энергия», 1977. – 343 с.

21. Кутателадзе С. С., Леонтьев А. И. Тепломассообмен и трение в турбулентном пограничном слое. – М.: «Энергия», 1972. – 341 с.

Статья поступила 10.08.2018