

УДК 629.78.015.016.7:519.8

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ УДАРНО-ВОЛНОВЫХ ВОЗДЕЙСТВИЙ НА ВОЗВРАЩАЕМЫЙ АППАРАТ ПИЛОТИРУЕМОГО ТРАНСПОРТНОГО КОРАБЛЯ ПРИ СРАБАТЫВАНИИ СИСТЕМЫ АВАРИЙНОГО СПАСЕНИЯ

© 2016 г. Аксенов А.А.¹, Дядькин А.А.², Рыбак С.П.²

¹Инжиниринговая компания ТЕСИС (ИК ТЕСИС)
Ул. Юннатова, 18, г. Москва, Российская Федерация, 127083, e-mail: info@tesis.com.ru

²Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва» (РКК «Энергия»)
Ул. Ленина, 4А, г. Королёв, Московская обл., Российская Федерация, 141070, e-mail: post@rsce.ru

В статье представлены результаты численного моделирования ударно-волновых процессов, сопровождающих запуск твердотопливных двигателей системы аварийного спасения нового пилотируемого транспортного корабля (ПТК) при аварии ракеты-носителя на участке выведения корабля.

Приведены данные по адаптации программного комплекса FlowVision для решения этого класса задач и верификации программного комплекса по результатам численного моделирования испытаний газодинамической модели масштаба М1:10 отделяемого головного блока системы аварийного спасения ПТК.

В процессе исследования получены оценки амплитуд ударно-волновых воздействий на возвращаемый аппарат ПТК при различных режимах срабатывания двигателей ракетного блока аварийного спасения на различных участках полета ракеты космического назначения с ПТК. Анализ результатов расчетов показал, что максимальные значения ударно-волнового давления на возвращаемый аппарат реализуются при срабатывании системы аварийного спасения ПТК на начальном участке полета ракеты-носителя.

Ключевые слова: возвращаемый аппарат, запуск двигательной установки, пилотируемый корабль, программный комплекс FlowVision, ракета-носитель, система аварийного спасения, ударно-волновое давление, численное моделирование.

NUMERICAL SIMULATION OF SHOCK-WAVE EFFECTS ON THE RETURN CAPSULE OF THE MANNED TRANSPORT VEHICLE DURING THE EMERGENCY RESCUE SYSTEM OPERATION

Aksenov A.A.¹, Dyadkin A.A.², Rybak S.P.²

¹Engineering Company TESIS (TESIS)
18 Yunnatov str., Moscow, 127083, Russian Federation, e-mail: info@tesis.com.ru

²S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia (RSC Energia)
4A Lenin str., Korolev, Moscow region, 141070, Russian Federation, e-mail: post@rsce.ru

The paper presents the results of numerical simulation of shock-wave processes accompanying the start of solid-propellant engines of the emergency rescue system of the new manned transport vehicle (MTV) at the launch vehicle failure in the injection phase.

The adaptation data of FlowVision software package is given for solving this class of tasks and verifying this software package based on the results of numerical simulation of testing the gas-dynamic model at a scale of 1:10 of the separable payload module of MTV emergency rescue system.

During the study the following is made: estimates of the amplitudes of the shock-wave effects on MTV return capsule in different operation modes of the engines of the emergency rescue rocket block in different flight phases of the integrated launch vehicle with MTV. The analysis of the calculation results showed that the maximum values of the shock-wave pressure on the return capsule are implemented during operation of MTV emergency rescue system in the initial flight phase of the launch-vehicle.

Key words: return capsule, propulsion system start, manned vehicle, FlowVision software package, launch vehicle, emergency rescue system, shock-wave pressure, numerical simulation.



АКСЕНОВ А.А.



ДЯДЬКИН А.А.



РЫБАК С.П.

АКСЕНОВ Андрей Александрович — кандидат физико-математических наук, технический директор ИК ТЕСИС, e-mail: andrey@tesis.com.ru

AKSENOV Andrey Alexandrovich — Candidate of Science (Physics and Mathematics), Technical Director at TESIS, e-mail: andrey@tesis.com.ru

ДЯДЬКИН Анатолий Александрович — кандидат технических наук, начальник отдела РКК «Энергия», e-mail: anatoly.a.dyadkin@rsce.ru

DYADKIN Anatoly Alexandrovich — Candidate of Science (Engineering), Head of Department at RSC Energia, e-mail: anatoly.a.dyadkin@rsce.ru

РЫБАК Сергей Петрович — начальник сектора РКК «Энергия», e-mail: sergey.rybak@rsce.ru

RYBAK Sergey Petrovich — Head of Subdepartment at RSC Energia, e-mail: sergey.rybak@rsce.ru

Введение

При старте и полете ракеты космического назначения (РКН) с новым пилотируемым транспортным кораблем (ПТК) в случае аварии ракеты-носителя (РН) предусмотрено срабатывание системы аварийного спасения (САС), обеспечивающей экстренный уход отделяемого головного блока (ОГБ) САС — ракетного блока аварийного спасения (РБАС) и обитаемого возвращаемого аппарата (ВА) ПТК — от аварийной РН [1].

В процессе запуска двигательных установок (ДУ) РБАС в их соплах формируются ударные волны, которые распространяются вдоль корпуса ВА ПТК и оказывают импульсное силовое воздействие на конструкцию ВА.

Целью данного исследования является численное моделирование нестационарных

ударно-волновых воздействий на ВА при запуске основного ракетного двигателя (ОРД) и ракетного двигателя экстренного отделения (РДЭО) РБАС на стартовом участке движения РКН и на участке выведения ПТК (число Маха полета РКН $M_\infty \sim 1,5$). Расчеты выполнены с использованием современного программного комплекса (ПК) *FlowVision* для численного моделирования аэро- и гидродинамических процессов [2, 3].

Разработка и отладка методики моделирования ударно-волновых процессов при запуске ДУ

Отличительными особенностями рассматриваемой задачи являются нестационарность и кратковременность газодинамических процессов при запуске ДУ, высокие градиенты параметров в поле течения, наличие

и взаимодействие разномасштабных потоков газов с существенно различающимися термодинамическими и газодинамическими параметрами (продукты сгорания топлив двигательных установок РБАС и воздух окружающей среды).

С учетом особенностей задачи разработаны расчетные схемы и выполнены отладочные расчеты для отработки методики численного моделирования в ПК *FlowVision* ударно-волновых процессов при запуске ДУ: исследования сходимости (влияние размера и качества расчетной сетки) и устойчивости (влияние размера шага интегрирования по времени) решения.

В отладочных расчетах выполнялось численное моделирование процессов при испытаниях газодинамической модели ОГБ САС масштаба М1:10 на стенде УВ-104 ФГУП ЦНИИмаш, а именно — численные расчеты запуска РДЭО этой модели.

Расчетная область включала форкамеру, сопло и охватывала зону формирования струи протяженностью около полутора калибров сопла (рис. 1).

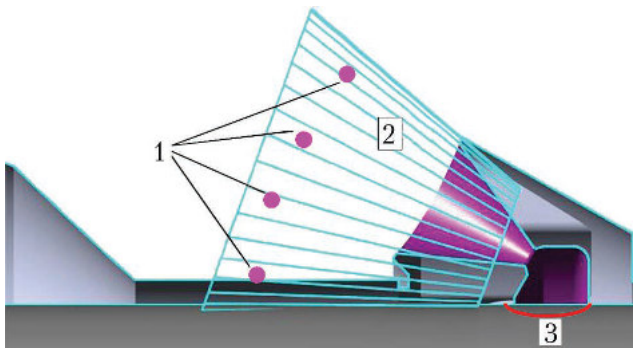


Рис. 1. Схема фрагмента модели отделяемого головного блока САС с соплом ракетного двигателя экстренного отделения ракетного блока аварийного спасения: 1 — точки контроля давления; 2 — область расчета участка формирования струи; 3 — граничные условия: давление $P_k(t)$, температура и состав газовой смеси

В качестве граничных условий в камере перед соплом РДЭО использовались экспериментальные данные с размещенного в коллекторе соплового блока модели датчика давления рабочего тела струй (продукты сгорания водородо-кислородо-азотной смеси стехиометрического состава с температурой 3 400 К).

Исследование сходимости по сетке.

Критерием для выбора размеров и качества ячеек расчетной сетки являлось корректное формирование струи газов, выходящих из сверхзвукового сопла ДУ, контролировавшееся по значениям давления в области формирования струи при выходе из сопла (в точках, отмеченных на рис. 1).

Начальная сетка в расчетной области была неравномерной с характерным минимальным размером ячейки 0,025 м и сгущалась в области струи, выходящей из сопла РДЭО. Процедура сгущения (дробления) сетки, называемая в ПК *FlowVision* адаптацией, осуществляется путем уменьшения в два раза линейных размеров ячейки имеющейся расчетной сетки в некоторой зоне расчетной области. Последовательные процедуры дробления сетки называются уровнями адаптации.

Внутри сопла и в области газового коллектора сетка изначально имела 4-й уровень адаптации, что соответствовало размеру ячейки порядка $1/12$ от диаметра критического сечения сопла $d_{кр} = 8,16$ мм.

Исследовано четыре варианта расчетных сеток с различными уровнями адаптации (от 2-го до 5-го) в области струи. Адаптация в области струи 2, 3, 4 и 5-го уровней соответствовала размерам ячеек порядка $1/3$, $1/6$, $1/12$, $1/24$ $d_{кр}$. Количество ячеек в расчетных сетках составляло $120...560 \cdot 10^3$.

Качество и размер ячеек считались удовлетворительными, если дальнейшее их дробление не приводило к существенному изменению результата.

По результатам отладочных расчетов установлено, что для адекватного моделирования ударно-волнового давления (УВД) при запуске ДУ следует придерживаться следующих методических рекомендаций:

- расчетная сетка в окрестности точек контроля параметров должна быть равномерной (все ячейки должны иметь примерно одинаковый размер граней);
- размеры ячеек расчетной сетки в области критического сечения сопла не должны превышать $1/10$ $d_{кр}$;
- при возникновении высоких градиентов на кромке сопла возможно отсутствие сходимости решения. В этом случае необходимо провести дополнительное измельчение расчетной сетки в окрестности кромки сопла;
- для повышения точности оценки ударно-волновых воздействий необходимо использовать расчетную сетку одного уровня адаптации на пути следования ударной волны в области точек контроля параметров;
- для снижения числа расчетных ячеек допускается не повышать уровень адаптации расчетной области, находящейся выше оси сверхзвуковой струи, поскольку возмущения в струе и ударной волне практически не распространяются поперек направления основного движения газа.

Выбор шага интегрирования по времени.

При использовании для нестационарных задач аэрогазодинамики явных схем решения разностных аналогов системы дифференциальных уравнений движения газа необходимое условие их устойчивости определяется критерием Куранта–Фридрихса–Леви (КФЛ): $K\Phi L \leq 1$.

Строгое выполнение этого условия весьма затратно, поэтому для оптимизации потребных вычислительных ресурсов и времени счета выполнены исследования с шагами интегрирования по времени, соответствующими 2 КФЛ и 3 КФЛ. При этом для решения уравнений движения газа использовались неявные схемы, а при решении уравнения для свободной поверхности (*VOF*) — явные схемы с дроблением, при необходимости, временного интервала (для обеспечения $K\Phi L \leq 1$) и итерациями в решателе *VOF* на следующий временной слой.

Анализ результатов численных экспериментов показал, что рассматриваемую задачу можно решать от начала до конца с шагом по времени 2 КФЛ с достаточной точностью и хорошей сходимостью.

Верификация расчетной методики. Разработанная методика верифицирована путем сопоставления результатов измерений ударно-волновых давлений на ВА при испытаниях газодинамической модели ОГБ САС масштаба М1:10 на стенде УВ-104 ФГУП ЦНИИмаш с результатами численного моделирования этих испытаний (см. таблицу).

Описание экспериментальной установки. Модель ОГБ САС воспроизводит в масштабе М1:10 его внешнюю геометрию (рис. 2). Внутри модели размещены газодовы, обеспечивающие независимый подвод рабочего тела от газогенераторов стенда УВ-104 к моделям сопел ОРД и РДЭО.



Рис. 2. Модель отделяемого головного блока САС масштаба М1:10 на стенде УВ-104: 1 — модель возвращаемого аппарата; 2 — точки измерений ДП1...ДП10; 3 — сопла ракетного двигателя экстренного отделения; 4 — сопла основного ракетного двигателя

Моделирование процессов запуска ОРД и РДЭО осуществлялось путем поджига в газогенераторах стенда кислородо-водородо-азотной смеси, высокотемпературные продукты сгорания которой подавались в камеры модельных двигательных установок (МДУ). Газодинамическая схема и система управления стенда позволяли регулировать динамику нарастания давления в камерах МДУ, в т. ч. воспроизводить натурную динамику с учетом масштабного фактора; варьировать состав рабочего тела струй МДУ; осуществлять одновременный и разновременный запуск модельных ОРД и РДЭО, а также автономный запуск любой из этих МДУ. В испытаниях моделировался случай срабатывания РБАС на стартовом участке движения РКН.

Измерения ударно-волновых давлений на боковой поверхности модели ОГБ САС осуществлялись двадцатью малогабаритными датчиками индуктивного типа ДМИ-II. Информация с каждого датчика регистрировалась цифровой системой сбора данных с шагом по времени $\sim 5 \cdot 10^{-5}$ с в течение 50 мс.

В результате испытаний получен большой объем параметрических данных по ударно-волновым воздействиям на ВА при срабатывании РБАС на участке старта РКН с ПТК.

Таблица

Расчетные случаи для численного моделирования режимов испытаний модели масштаба М1:10 ОГБ САС на стенде УВ-104

№ расчетного случая	Время начала расчета, мс	№ испытания модели	Режим работы ДУ РБАС		Примечания
			ОРД	РДЭО	
1	5,6	46	+	–	Одно сопло ОРД
2	5,65	26	+	–	Четыре сопла ОРД
3	5,5	18	–	+	Четыре сопла РДЭО
4	5,7	35	+	+	По четыре сопла ОРД и РДЭО

Примечание. ОГБ САС — отделяемый головной блок системы аварийного спасения; ДУ РБАС — двигательная установка ракетного блока аварийного спасения; ОРД — основной ракетный двигатель; РДЭО — ракетный двигатель экстренного отделения.

Численное моделирование экспериментов.

Расчетные случаи численного моделирования в ПК *FlowVision* ряда испытаний модели масштаба М1:10 ОГБ САС на стенде УВ-104 представлены в таблице и соответствуют режимам проведения испытаний модели.

За основу для расчетной области выбран цилиндр с радиусом 2 м и высотой 4 м, соосный с моделью ОГБ. Размеры цилиндра выбраны с учетом длительности эксперимента, которая составляет около 50 мс, и скорости истечения газа ~3 000 м/с.

Для уменьшения счетного времени, экономии расчетных ресурсов и с учетом симметричности геометрии выбрана секторная постановка задачи: для расчетного случая 1 — половина описанного выше цилиндра — сектор 180°; для расчетных случаев 2–4 — сектор 45° (рис. 3).

Для разбиения расчетной области использовалась начальная равномерная сетка с адаптацией 4-го уровня внутри сопла и в области истечения струи и 5-го уровня — в области критического сечения сопла. По поверхности модели от сопел ОРД до нижней кромки ВА использована последовательная поверхностная адаптация сетки: 1-го уровня — 10 слоев, 2-го уровня — 10 слоев, 3-го уровня — 10 слоев. Общее количество расчетных ячеек для расчетного случая 4 (одновременный запуск модельных ОРД и РДЭО) составляло $6,5 \cdot 10^6$.

Численные эксперименты проводились с учетом смешения двух веществ (продуктов сгорания, поступающих из сопла, и воздуха в окружающей среде). Параметры воздуха содержатся в базе данных ПК *FlowVision*. Термодинамические параметры продуктов сгорания водородо-кислородо-азотной смеси стехиометрического состава (начальные массовые доли H_2 — 6,25%, O_2 — 50%, N_2 — 43,75%), зависящие от их температуры и давления, получены в результате термодинамического расчета смеси в диапазоне температур 300...3 600 К и давлений 1...160 кгс/см².

При расчетах в ПК *FlowVision* для устойчивости решения на сформированной пространственной сетке расчетной области шаг интегрирования по времени составлял $\sim 2 \cdot 10^{-7}$ с.

Результаты расчетов и испытаний и их сопоставление. На рис. 4 представлены результаты численного моделирования испытания № 46 (запуск сопла модели основного ракетного двигателя): поля давления (рис. 4, а) и плотности (рис. 4, б) в сечении, содержащем оси сопла ОРД и ВА, в различные моменты времени (1,7 и 2,3 мс от начала расчета), иллюстрирующие распространение ударной волны вдоль ВА.

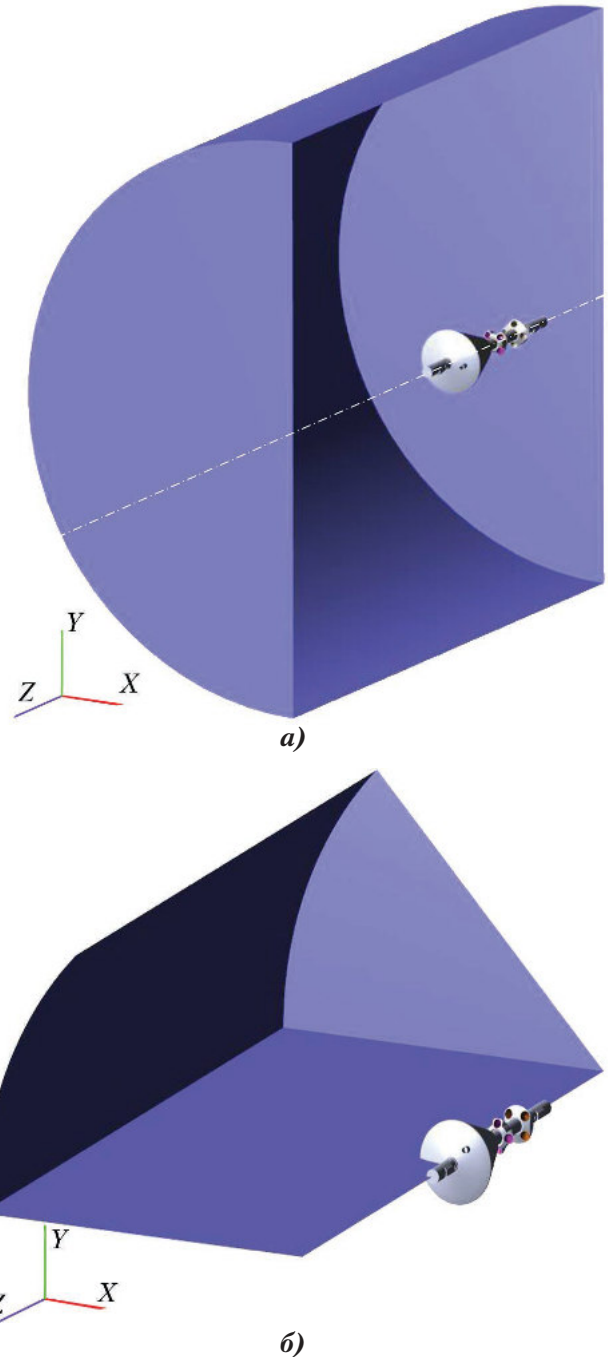


Рис. 3. Расчетные области для различных расчетных случаев: а — расчетный случай 1; б — расчетные случаи 2–4

Для сопоставления результатов моделирования выполнена фильтрация экспериментальных и расчетных временных записей с учетом длительности ударно-волнового процесса и амплитудно-частотных характеристик датчиков. Для этого использовался фильтр пропускания нижних частот (двухпроходный рекурсивный фильтр Баттерворта 5-го порядка с бесконечным импульсным откликом и нулевой фазой в полосе пропускания) с частотой среза 3 150 Гц. Ввиду избыточной детализации расчетных массивов по времени, они после фильтрации пропущены в 250 раз.

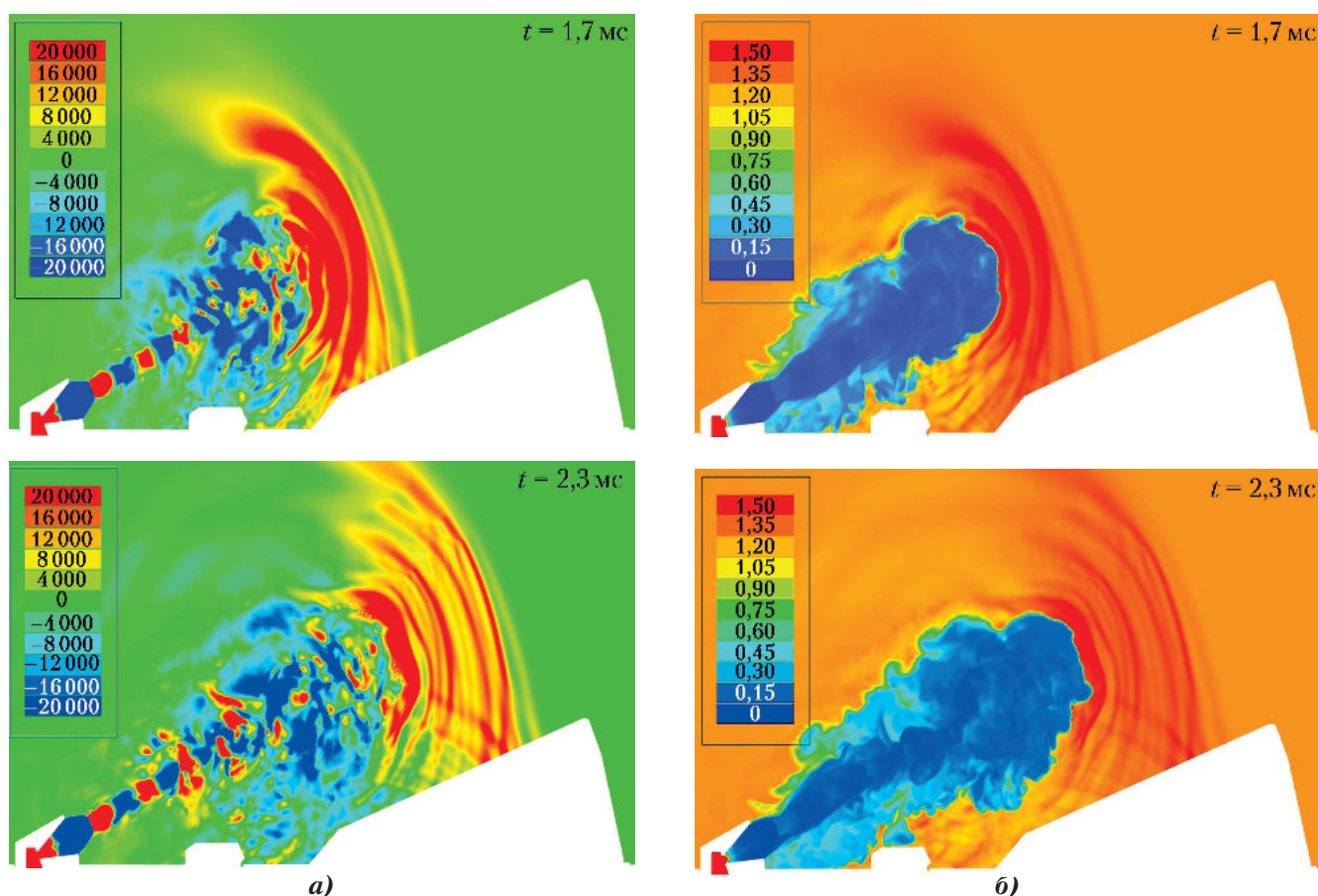


Рис. 4. Поля течения в области ВА в плоскости сопла основного ракетного двигателя в различные моменты времени: а — поля давления dP , Па; б — поля плотности, кг/м^3

На большинстве экспериментальных зависимостей давления в точках измерений от времени обнаруживается два пика давления. Как правило, второй пик имеет большую высоту, чем первый. *Первый пик* связан с возмущением от разрушения сопловой заглушки, и его амплитуда зависит от давления разрушения заглушки, а *второй* обусловлен ударной волной, формируемой резко возрастающим давлением в камере сгорания.

Поскольку давление вылета заглушек в экспериментах не контролировалось и могло значительно отличаться от испытания к испытанию, в численном эксперименте в ПК *FlowVision* расчет начинался при достижении абсолютного давления в камере сгорания $P_k = 2 \text{ кгс/см}^2$, принятого как давление разрушения заглушки. В дальнейшем анализировались только УВД от возрастания давления в камере сгорания.

На рис. 5, а, б представлены в сопоставлении отфильтрованные данные изменения по времени давления в точках ДП1 и ДП5, соответственно, при запуске сопла ОРД модели по результатам измерений в испытании № 46 и по результатам численного моделирования (расчетный случай 1) этого испытания средствами ПК *FlowVision*.

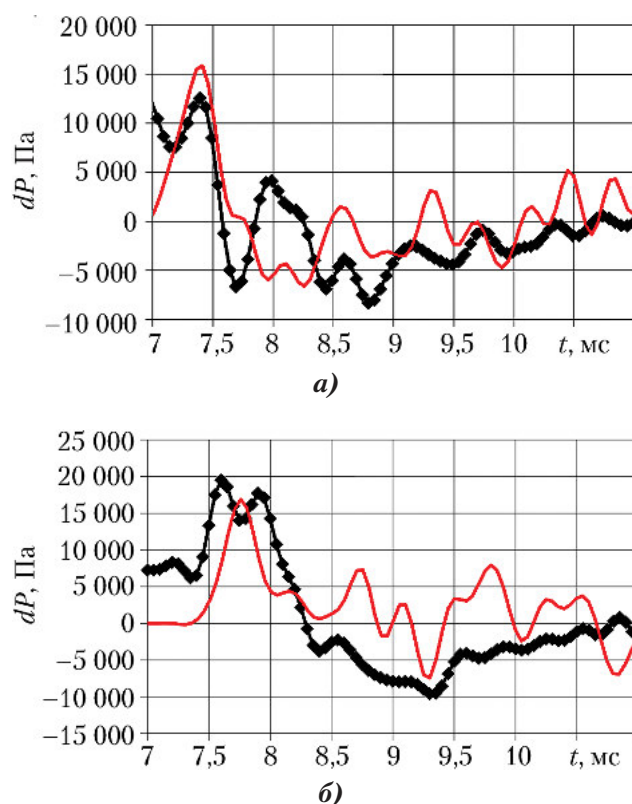


Рис. 5. Изменение избыточного давления dP на модели ВА при запуске одного сопла основного ракетного двигателя: а — точка ДП1; б — точка ДП5; ♦ — тест № 46; — — расчет теста № 46

Пик давления от вылета заглушек на экспериментальных данных находится за левым полем графика.

Экспериментальные данные смещены относительно расчетных влево на ~1 мс для компенсации характеристик запаздывания датчиков ДМИ-II.

Представленные результаты демонстрируют удовлетворительные качественное и количественное согласования данных эксперимента и расчета.

На рис. 6 приведены результаты обработки экспериментальных и расчетных данных для испытания № 35 (одновременный запуск сопел ОРД и РДЭО модели). Здесь показаны экспериментальные и расчетные распределения вдоль образующей боковой поверхности модели ВА в плоскости, содержащей ось сопла ОРД и ось модели ВА, максимальных значений амплитуд волны сжатия (dP_+) ударно-волнового процесса при запуске модельных ДУ.

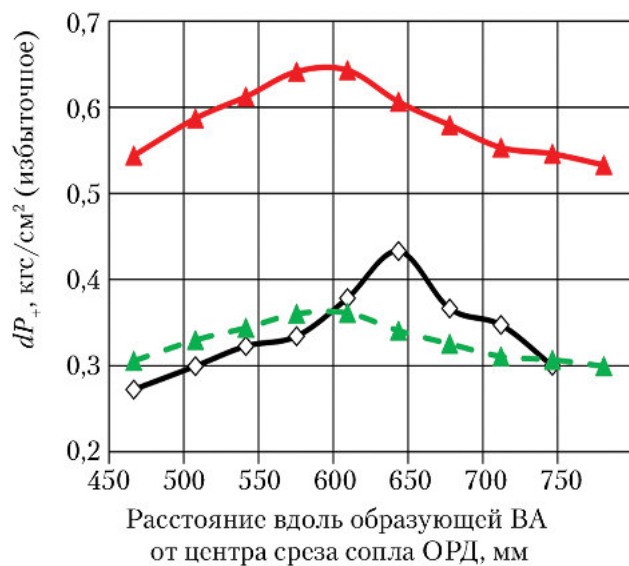


Рис. 6. Распределение максимальных амплитуд волн сжатия dP_+ по образующей модели возвращаемого аппарата: \diamond — испытания; \blacktriangle — расчеты; \blacktriangle — пересчет с учетом $\max(dP_k/dt)$

В данном расчете наблюдаются заметно более высокие значения амплитуды волны сжатия ударно-волнового процесса по сравнению с экспериментальными данными.

Последующий дополнительный анализ экспериментальных данных показал, что на экспериментальных зависимостях давления P_k в форкамерах моделей ДУ от времени имеются интенсивные высокочастотные колебания, обусловленные, в т. ч., откликом датчика на импульсное воздействие при запуске газогенератора.

Применение процедуры фильтрации к экспериментальным данным по $P_k(t)$ показало,

что для заданных при расчете в качестве граничных условий зависимостей $P_k(t)$, которые получены из экспериментальных данных путем сглаживания средствами *MS Excel* как скользящее среднее по пятнадцати значениям, максимальный градиент давления в форкамере ($\max(dP_k/dt)$) для модели ОРД в испытании № 35 оказывается в ~1,8 раза большим по сравнению с $\max(dP_k/dt)$, полученным из отфильтрованных экспериментальных данных $P_k(t)$.

На рис. 7 приведены данные испытаний модели ОГБ САС и результаты расчетов при численном моделировании экспериментов в ПК *FlowVision*. По результатам испытаний и расчетов с различными $\max(dP_k/dt)$ увеличение значения этого параметра влечет пропорциональный рост максимальной амплитуды волны сжатия dP_+ ударно-волнового процесса (рис. 7). Пунктирной прямой показана линия тренда экспериментальных данных.

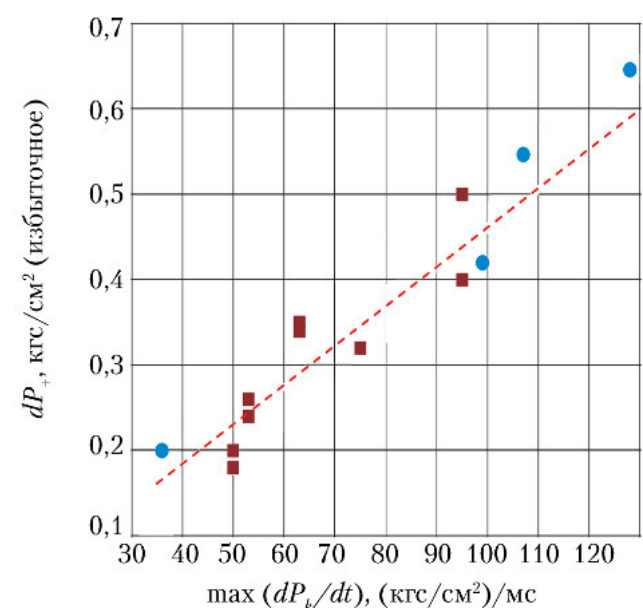


Рис. 7. Иллюстрация зависимости максимальной амплитуды волн сжатия dP_+ ударно-волнового процесса от значений максимального градиента давления $\max(dP_k/dt)$ в форкамере модельной двигательной установки: \blacksquare — испытания; \bullet — расчеты; --- — линия тренда

Результаты коррекции расчетных данных по dP_+ с учетом реализовавшихся в испытании № 35 максимальных значений dP_k/dt приведены на рис. 6 (пунктир).

Представленные материалы сопоставления и анализа результатов испытаний газодинамической модели ОГБ САС и результатов численного моделирования этих испытаний свидетельствуют об успешной верификации разработанной методики расчетов в ПК *FlowVision* ударно-волновых процессов при запуске ДУ РБАС.

Моделирование ударно-волновых воздействий на ВА в случаях срабатывания САС при старте и полете ракеты-носителя с ПТК

Для моделирования ударно-волновых воздействий на ВА ПТК от запуска двигательных установок ОРД и РДЭО РБАС при старте и полете ракеты-носителя с ПТК (числа Маха полета $M_\infty \sim 0$ и 1,5) использовались внешние обводы фрагмента РН и космической головной части (КГЧ) с РБАС и ПТК, состоящим из ВА и двигательного отсека, расположенного ниже ВА и защищенного обтекателем (рис. 8).

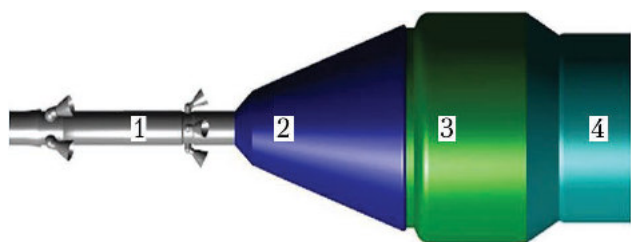


Рис. 8. Внешние обводы космической головной части с пилотируемым транспортным кораблем и ракетным блоком аварийного спасения (РБАС) и фрагмента РН, использованные в расчетах: 1 — РБАС; 2 — возвращаемый аппарат; 3 — обтекатель двигательного отсека; 4 — ракета-носитель

В процессе расчетов смоделированы различные режимы запуска ДУ РБАС:

- запуск ОРД, запуск РДЭО или запуск ОРД и РДЭО одновременно;
- неодновременный последовательный запуск ОРД и РДЭО;
- запуск ОРД с различными значениями максимального градиента давления в камере ДУ;
- запуск ОРД с различными давлениями разрушения заглушек сопел ДУ.

Расчетная область и сетка. Размеры внешней расчетной области выбраны с запасом, чтобы струи продуктов сгорания, выходящие из сопел ОРД и РДЭО, не попадали на боковую стенку цилиндра внешней расчетной области, и внешние границы не влияли на поле течения.

Для уменьшения счетного времени и экономии расчетных ресурсов с учетом симметричности геометрии выбрана секторная постановка задачи для всех расчетных случаев. Расчетная область представляла собой 45°-ный сектор цилиндра радиусом 40 м и высотой 43,5 м. Геометрическая модель РН с ПТК и РБАС размещена так, что внутри расчетной области находится половина сопла ОРД и половина сопла РДЭО. Плоскости симметрии расчетной области (боковые грани сектора) проходят через ось КГЧ и оси сопел ОРД и РДЭО.

При решении задачи использована неравномерная расчетная сетка, но для достижения наиболее точных результатов в области истечения струй ДУ РБАС вдоль ВА реализована сетка с кубическими ячейками. На пути следования ударной волны использована адаптация 4-го уровня.

Для задания граничных условий, моделирующих работу ДУ ОРД и РДЭО, использован модификатор «установки переменной» в объеме заданного объекта в газовом коллекторе перед соплами. Здесь заданы:

- давление выхода на режим в виде таблицы значений, зависящих от времени;
- массовая концентрация вещества продуктов сгорания по отношению к воздуху;
- температура продуктов сгорания.

Начало работы ДУ моделировалось установкой внутри газового коллектора и части сопла избыточного давления, соответствующего моменту разрушения заглушки.

Контролируемыми результатами расчетов являлись распределения давления по поверхности ВА и поля давления и плотности вблизи поверхности ВА в различные моменты времени. В процессе расчета также контролировалось изменение давления по времени в точках, расположенных на поверхности ВА: по три точки (в верхнем, среднем и нижнем сечениях ВА) в плоскостях, содержащих ось сопла ОРД или РДЭО и ось КГЧ.

Сравнение результатов моделирования запуска ОРД при задании различных значений избыточного давления разрушения заглушки ($P_{\text{загл}} = 2$ и 6 кгс/см²) показало, что во втором случае амплитуда импульсного давления от разрушения заглушки выше, но она остается существенно меньшей, чем амплитуда ударной волны, обусловленной дальнейшим резким нарастанием давления в камере сгорания ДУ.

Моделирование движения РКН с ПТК в полете с числом Маха $M_\infty = 1,5$ и нулевым углом атаки выполнено в системе координат РКН.

При этом в расчетной области геометрическая модель КГЧ и фрагмента РН покоится в набегающем потоке. Перед началом запуска ОРД и РДЭО выполняется предварительный расчет продолжительностью 0,2 с для получения стационарных полей скорости, давления и температуры в потоке воздуха, обтекающем КГЧ со скоростью 444 м/с.

Предварительный обдув выполнялся приблизительно 0,15 с на «грубой» сетке (без адаптации в объемах конусов, разрешающих струю), а затем в течение 0,05 с на конечной

сетке. После достижения установившегося течения воздуха около КГЧ с ПТК и РБАС происходит запуск одной или обеих ДУ (ОРД и РДЭО) РБАС: в момент времени 0,2 с перед заглушкой сопла ДУ задается значение давления, соответствующее давлению разрушения заглушки, и начинается истечение продуктов сгорания из сопел согласно диаграмме выхода на режим. Совместный расчет (внешнее обтекание и струи ДУ РБАС) проводился в течение ~0,05 с — времени, достаточного для формирования ударной волны и ее прохождения по КГЧ.

Шаг интегрирования по времени на протяжении всего расчета для случаев с $M_\infty \sim 0$ выбран равным 2 КФЛ. Для режимов с $M_\infty = 1,5$ шаг интегрирования по времени был уменьшен до 1 КФЛ и составлял $\sim 2 \cdot 10^{-5}$ с, это связано с худшей сходимостью решений при запуске ДУ во внешнем сверхзвуковом потоке.

Размерность расчетной сетки для различных расчетных случаев составила $3,5 \dots 8,5 \cdot 10^6$ ячеек.

При использовании ресурсов вычислительного кластера типа «Ломоносов» (МГУ, 256 процессорных ядер *Intel Xeon 5500*) время расчета одного случая в ПК *FlowVision* версии 3.08.00 составляло 10...30 сут непрерывного счета.

Результаты расчетов. На рис. 9 представлены результаты численного моделирования в ПК *FlowVision* одновременного запуска основного ракетного двигателя и ракетного двигателя экстренного отделения РБАС в случае аварии РН при полете с числом Маха $M_\infty = 1,5$. На иллюстрации приведены поля давления (рис. 9, а) и плотности (рис. 9, б) в сечении, содержащем оси сопла ОРД и КГЧ, в различные моменты времени (200, 210 и 215 мс). Верхние иллюстрации показывают сложную структуру сверхзвукового обтекания КГЧ с пилотируемым транспортным кораблем внешним потоком (со скачками уплотнения, отрывными течениями и вихревыми следами за соплами ДУ РБАС) до запуска ДУ.

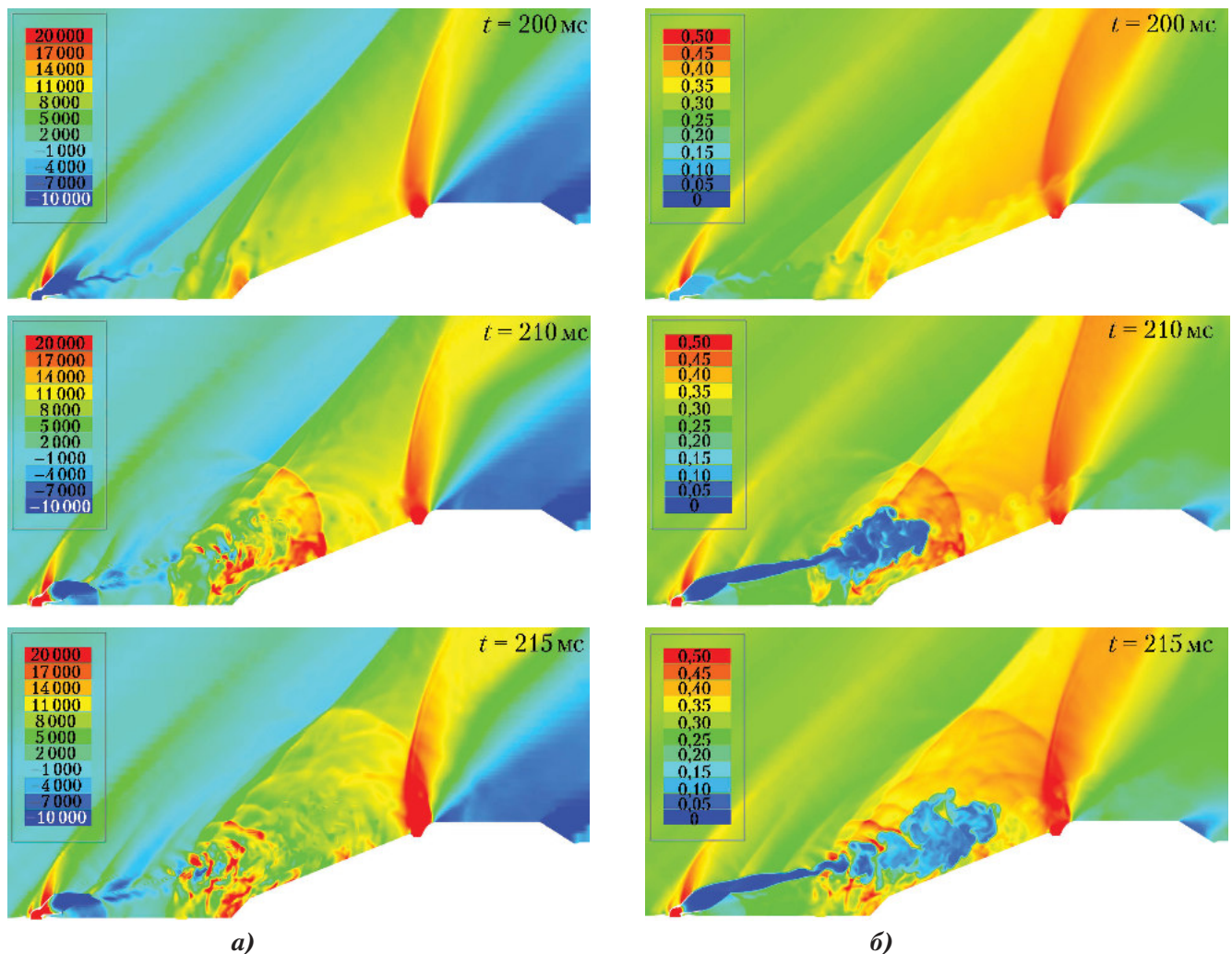


Рис. 9. Поля течения в области космической головной части в плоскости работающего сопла основного ракетного двигателя в условиях полета РН с пилотируемым транспортным кораблем ($M_\infty = 1,5$) в различные моменты времени: а — поля давления dP , Па; б — поля плотности, $\text{кг}/\text{м}^3$

Для выделения ударно-волновых процессов выполнена фильтрация расчетных временных записей с учетом ожидаемой длительности ударно-волнового процесса. Для фильтрации использовался фильтр пропускания нижних частот (двухпроходный рекурсивный фильтр Баттерворта 5-го порядка с бесконечным импульсным откликом и нулевой фазой в полосе пропускания с частотой среза 315 Гц). Ввиду избыточности расчетных временных массивов они после фильтрации прорежены в 10 раз.

На рис. 10 приведены распределения максимальных амплитуд волны сжатия dP_+ ударно-волнового процесса на поверхности ВА ПТК, полученные на основе расчетов в ПК *FlowVision*.

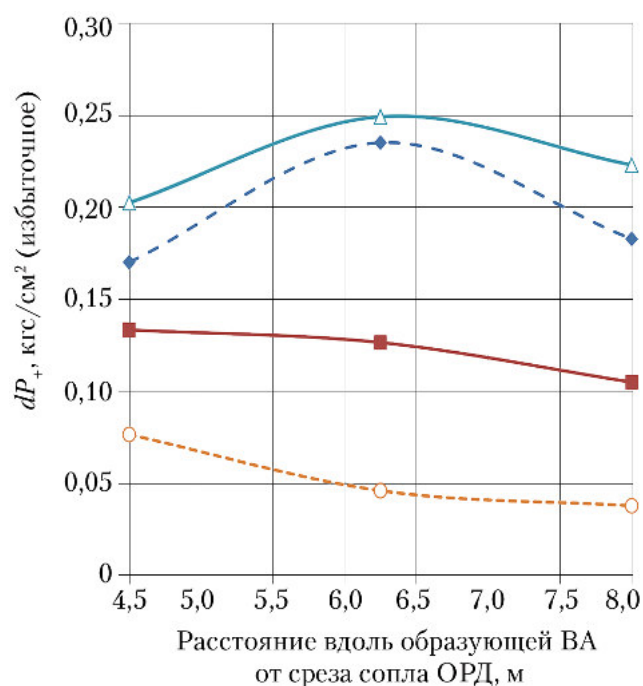


Рис. 10. Распределение максимальных амплитуд волн сжатия dP_+ на поверхности ВА для различных режимов полета РН с пилотируемым транспортным кораблем и срабатывания ракетного блока аварийного спасения: Δ — ОРД, $(dP_k/dt)_{\max}$, $M_\infty = 0$; \blacklozenge — ОРД и РДЭО, $M_\infty = 0$; \blacksquare — ОРД, $(dP_k/dt)_{\text{ном}}$, $M_\infty = 0$; \circ — ОРД, $M_\infty = 1,5$

Примечание. ОРД — основной ракетный двигатель; РДЭО — ракетный двигатель экстренного отделения.

Анализ результатов расчетов ударно-волновых воздействий на ВА при различных режимах полета РН с ПТК и различных режимах срабатывания РБАС показал, что максимальные амплитуды УВД на ВА, достигающие в волне сжатия $dP_+ = 0,25$ кгс/см² (избыточное по отношению к давлению окружающей среды), реализуются при быстром наборе давления P_k в камере сгорания ОРД, $(dP_k/dt)_{\max}$, в процессе запуска ОРД РБАС при аварии на стартовом участке полета РН с ПТК.

Для номинального режима запуска ОРД, $(dP_k/dt)_{\text{ном}}$, значения dP_+ на ВА не превышают $0,14$ кгс/см².

При одновременном запуске ОРД и РДЭО максимальные амплитуды УВД на ВА оказываются ниже на ~15%, чем при запуске только ОРД. Такое снижение обусловлено тем, что ударная волна от запуска ОРД распространяется по ВА в среде, содержащей, в т. ч., высокотемпературные продукты сгорания топлива РДЭО, размещенного ближе к ВА.

При срабатывании РБАС в полете амплитуды ударно-волнового воздействия на ВА оказываются существенно меньшими, чем при старте.

Выводы

Разработана методика численного моделирования в ПК *FlowVision* (разработчик — ИК ТЕСИС) нестационарных газодинамических процессов, сопровождающих запуск двигательных установок систем аварийного спасения изделий ракетно-космической техники.

Разработанная методика успешно верифицирована сопоставлением результатов испытаний газодинамической модели отделяемого головного блока САС ПТК с результатами численного моделирования этих испытаний.

Выполнены расчеты ударно-волновых воздействий на ВА при срабатывании двигателей РБАС на различных режимах полета РН с ПТК. Максимальные ударно-волновые воздействия на ВА реализуются при запуске основного ракетного двигателя РБАС на стартовом участке движения РН с ПТК. При этом значения избыточного давления в волне сжатия ударно-волнового процесса на ВА могут достигать $0,25$ кгс/см².

В отсутствие соответствующей наземной экспериментальной базы посредством численного моделирования в ПК *FlowVision* удалось получить оценки ударно-волновых воздействий на ВА ПТК в полете задолго до начала комплексных летных испытаний РБАС с ПТК.

Авторы выражают благодарность сотрудникам ФГУП ЦНИИмаш: Казакову А.А., Сафронову А.В., Гусеву Р.Ю., Шипилову С.Н., выполнившим экспериментальное моделирование ударно-волновых воздействий на ВА при запуске ДУ РБАС, а также сотрудникам ИК ТЕСИС Москалеву И.В. и Марковой Т.В., выполнившим расчеты.

Список литературы

1. Андреев В.Н., Боровков А.И., Войнов И.Б., Дроздов С.М., Дядькин А.А., Казаков М.И., Казаков М.Н., Михайлов М.В. Особенности аэрогазодинамики отделяемого головного блока системы аварийного спасения с работающими двигательными установками // Космическая техника и технологии. 2014. № 4(7). С. 10–20.

2. Aksenov A., Dyadkin A., Pokhilko V. Overcoming of Barrier between CAD and CFD by modified finite volume method // Proc. 1998 ASME Pressure Vessels and Piping Division Conference, San Diego, ASME PVP-Vol. 377-1, p. 8.

3. FlowVision HPC. Версия 3.08.00. Руководство пользователя. М.: ООО «ТЕСИС», 2011. 1272 с.

Статья поступила в редакцию 19.05.2016 г.

Reference

1. Andreev V.N., Borovkov A.I., Voinov I.B., Drozdov S.M., Dyadkin A.A., Kazakov M.I., Kazakov M.N., Mikhailov M.V. Osobennosti aerogazodinamiki otdelyaemogo golovnogo bloka sistemy avariinogo spaseniya s rabotayushchimi dvigatel'nyimi ustanovkami [Aerogas dynamics behavior of the escape system separable nose assembly with operating propulsion system]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii*, 2014, no. 4(7), pp. 10–20.

2. Aksenov A., Dyadkin A., Pokhilko V. Overcoming of barrier between CAD and CFD by modified finite volume method. Proc. 1998 ASME Pressure Vessels and Piping Division Conference, San Diego, ASME PVP-Vol. 377-1, p. 8.

3. FlowVision HPC. Versiya 3.08.00. Rukovodstvo pol'zovatelya [FlowVision HPC. Version 3.08.00. User guide]. Moscow, LLC TESIS publ., 2011. 1272 p.