

УДК: 629.674

Анализ возможности использования программного комплекса FlowVision для исследования гидродинамических воздействий на возвращаемый аппарат и динамики его движения при посадке на воду

А. А. Дядькин^а, А. О. Павлов^б, Т. В. Симакова^с, С. В. Чёткин

Публичное акционерное общество «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С. П. Королёва»,
Россия, 141070, Московская обл., г. Королёв, ул. Ленина, д. 4а

E-mail: ^а anatoly.a.dyadkin@rsce.ru, ^б aleksandr.o.pavlov@phystech.edu, ^с tatiana.simakova@rsce.ru

Получено 01.11.2016, после доработки — 21.12.2016.

Принято к публикации 30.12.2016.

В данной работе представлены результаты верификации исследований гидродинамических воздействий на возвращаемый аппарат сегментально-конической формы при посадке на воду. Для анализа используется программный комплекс FlowVision. Целью работы является подтверждение возможности использования данного программного комплекса для решения поставленных задач на основе сравнения расчетных и экспериментальных данных, полученных на моделях посадочного модуля корабля Apollo и возвращаемого аппарата пилотируемого транспортного корабля нового поколения, разрабатываемого в РКК «Энергия». Сравнивались значения давлений на поверхности моделей аппаратов в процессе погружения в воду и параметры движения центра масс.

Показано хорошее согласование экспериментальных и расчетных данных по силовому действию на конструкцию аппарата при приводнении и параметрам его движения в водной среде. Компьютерное моделирование адекватно отражает влияние на процесс приводнения начальных скоростей и углов входа аппарата в водную среду.

Использование компьютерного моделирования обеспечивает одновременное определение всей информации, необходимой для исследования в процессе проектирования изделия особенностей посадки на воду: гидродинамические воздействия для расчета прочности конструкции, параметры и динамику движения центра масс и вращения аппарата вокруг центра масс с целью оценки условий приводнения экипажа, а также остойчивость аппарата после приводнения.

Полученные результаты подтверждают необходимость использования программного комплекса FlowVision для исследования процесса приводнения аппарата и исследований влияния различных режимов посадки в широком диапазоне изменения начальных условий, что позволяет существенно сократить объём дорогостоящих экспериментальных исследований и реализовать условия посадки, трудновоспроизводимые в физическом эксперименте.

Ключевые слова: вычислительная гидродинамика, компьютерное моделирование, посадка на воду

UDC: 629.674

Analysis of the possibility of investigation of hydrodynamic responses and landing dynamics of space module impacting water with FlowVision CFD software

A. A. Dyadkin^a, A. O. Pavlov^b, T. V. Simakova^c, S. V. Chetkin

S. P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia,
4A Lenin st., Korolev, Moscow region, 141070, Russia

E-mail: ^a anatoly.a.dyadkin@rsce.ru, ^b aleksandr.o.pavlov@phystech.edu, ^c tatiana.simakova@rsce.ru

Received 01.11.2016, after completion — 21.12.2016.

Accepted for publication 30.12.2016.

The results of verification carried out for investigations of hydrodynamic effect on reentry conical-segmental space vehicle are presented in the paper. The program complex Flow Vision is used for this analysis. The purpose of the study is verification of using Flow Vision program complex for problem solving mentioned above on the base of comparison between calculated and experimental data, obtained on the Apollo landing models and new development reentry spacecraft of manned transporting spaceship designed by RSC Energia. The comparison was carried out through the data of pressure values on spacecraft model surfaces during its water landing and inertia center motion parameters.

The results of study show good agreement between experimental and calculated data of force effects on vehicle construction during water landing and its motion parameters in the water medium. Computer simulation sufficiently well reproduces influence of initial velocities & water entry angles variations on water landing process.

Using of computer simulation provides simultaneous acquisition of all data information needed for investigation of water landing peculiarities during construction design, notably, hydrodynamic effects for structural strength calculations, parameters and dynamics of center mass motion and vehicle revolution around center mass for estimation water landing conditions, as well as vehicle stability after landing.

Obtained results confirm suitability of using Flow Vision program complex for water landing vehicle investigations and investigations of influence of different landing regimes through wide initial condition change range, that permits considerably decrease extent of expensive experimental tests and realize landing conditions which are sufficiently complicated for realizing in model physical experiments.

Keywords: computational fluid dynamics, computer simulation, water landing

Citation: *Computer Research and Modeling*, 2017, vol. 9, no. 1, pp. 47–55 (Russian).

1. Введение

В данной статье рассматривается решение задачи посадки на воду возвращаемого аппарата (ВА) пилотируемого транспортного корабля (ПТК) нового поколения в нештатных ситуациях. Целью исследования является определение гидродинамических воздействий на аппарат в процессе приводнения и динамики его движения в водной среде после приводнения. Посадка ВА на воду является одним из расчетных случаев нагружения и прочности конструкции [Burkhalter, Patel, 2011].

Для исследований используется программный комплекс (ПК) FlowVision. В соответствии с принятой в РКК «Энергия» технологией применения компьютерного моделирования для проектных исследований [Роль компьютерного моделирования и физического эксперимента в исследованиях аэрогазодинамики ракетно-космических систем в процессе проектирования, 2014] промышленным расчетам предшествует тестирование ПК, выбранного для решения задачи. В работе представлены некоторые результаты тестирования ПК FlowVision с использованием экспериментальных данных, полученных для аналога и масштабной модели ПТК. В качестве аналога использована модель масштаба 1:4 посадочного модуля корабля Apollo [Stubbs, 1967].

2. Системы координат

В исследованиях использованы системы координат, представленные на рис. 1.

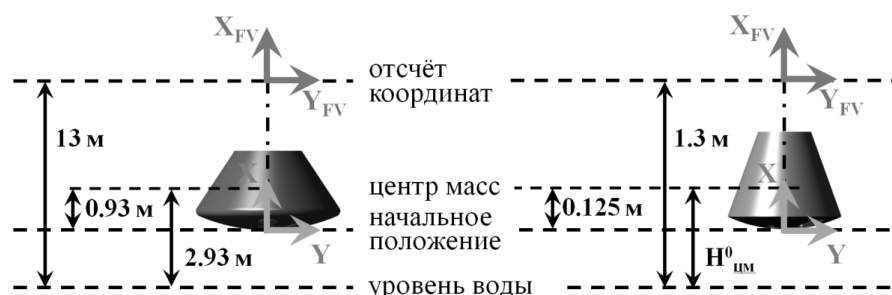


Рис. 1. Системы координат для модели Apollo и модели возвращаемого аппарата пилотируемого транспортного корабля нового поколения

В расчётах для модели ВА ПТК варьируемыми параметрами являются его высота над уровнем водной поверхности, отсчитываемая от центра масс, и угол между нормалью к поверхности и осью симметрии аппарата. В расчётах для модели Apollo варьируемыми параметрами являются скорость входа в воду и угол между нормалью к поверхности и осью симметрии.

3. Модельные испытания

3.1. Модель Apollo

Испытана динамически подобная модель масштаба 1:4 (рис. 2). На модели устанавливались акселерометры и пять панелей с тремя датчиками давления под каждой из них (рис. 3). По показаниям датчиков определялось осредненное давление, действующее на соответствующие панели А, В, С, D, Е.

Модель подвешивалась на подбираемой к требуемой скорости входа высоте H под заданным углом α между продольной осью аппарата и поверхностью воды и отпускалась. К моменту касания водной поверхности модель достигала скорости $V_{вх}$. Режимы испытаний приведены в таблице 1.

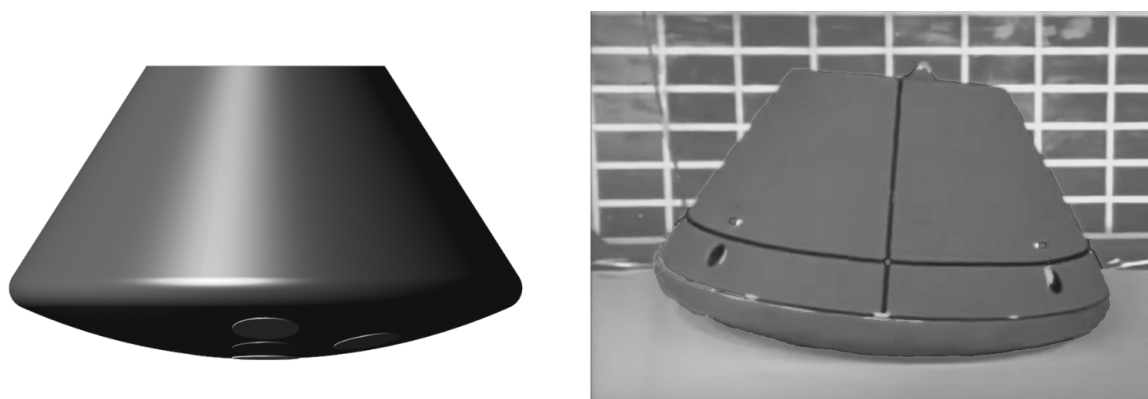


Рис. 2. Модель Apollo в расчете и эксперименте

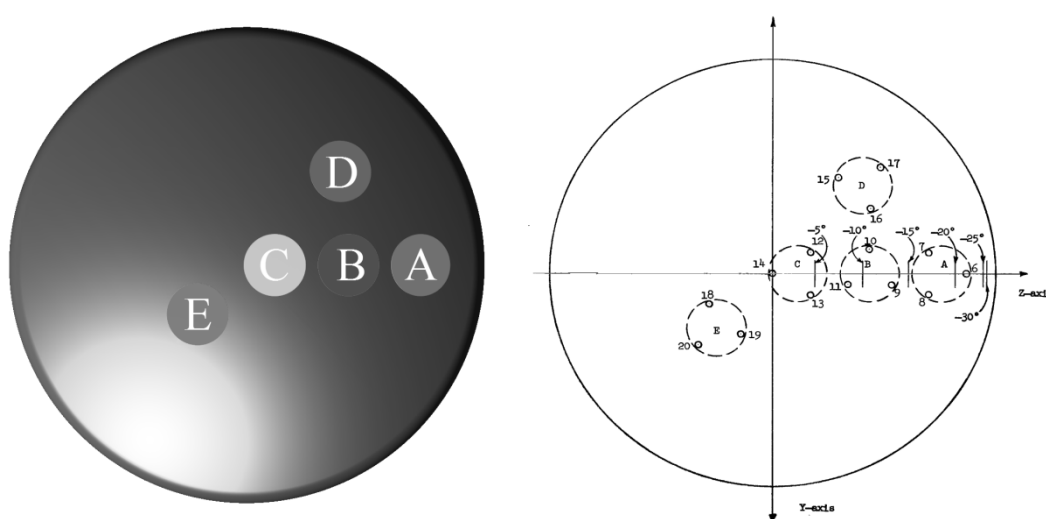


Рис. 3. Расположение датчиков на модели Apollo в расчете и эксперименте

Таблица 1

№ расчета	1	2	3
№ запуска	11, 12, 13	5, 6, 7	9, 10
Угол, °	26	20	23
Скорость входа, м/с	9.45	9.63	11

На многих режимах испытания дублировались, при этом использовалась сквозная нумерация запусков. В таблице указаны также номера расчетов, выполненных с использованием FlowVision для соответствующих режимов испытаний. В процессе испытаний определялись максимальные осредненные давления для панелей и максимальные продольные ускорения (перегрузки).

3.2. Модель ПТК

Использована динамически подобная модель ВА ПТК масштаба 1:10 (рис. 4). На защитном экране модели установлены шесть датчиков давления (рис. 5), два из которых расположены в нише посадочного устройства. Используются датчики Honeywell S с диапазоном измерений 7–34 кгс/см². Перегрузка, действующая на модель, измерялась датчиком PCB PIEZOTRONICS

с диапазоном измерений до 100 g. В части испытаний производилась видеозапись процесса высокоскоростной камерой, по записям которой определялись координата, скорость и ускорение центра масс модели.

Схема испытаний аналогична использованной в экспериментах с моделью Apollo. Режимы испытаний приведены в таблице 2.

Испытания проведены в опытовом бассейне НИО-12 ФГУП ЦАГИ.



Рис. 4. Модель возвращаемого аппарата пилотируемого транспортного корабля нового поколения в расчете и эксперименте

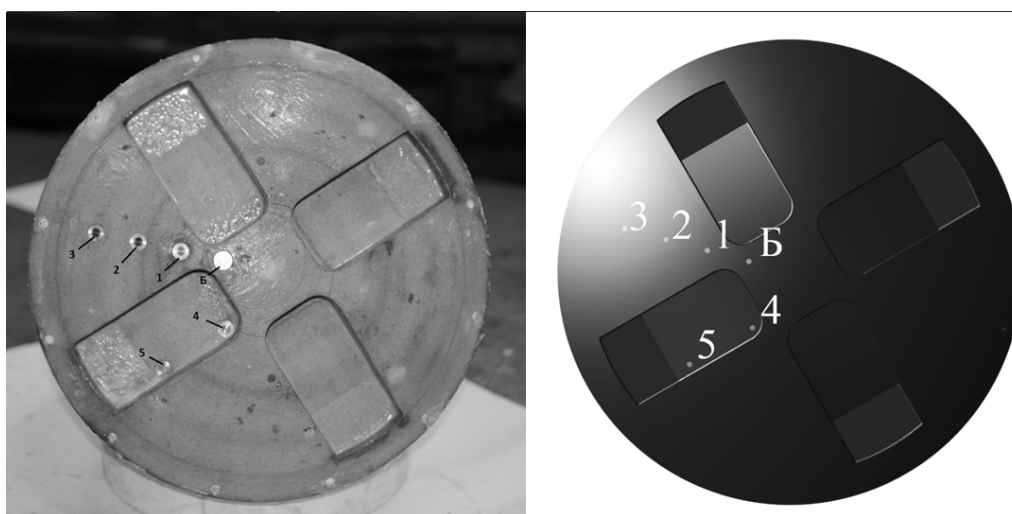


Рис. 5. Расположение датчиков на модели возвращаемого аппарата пилотируемого транспортного корабля нового поколения в расчете и эксперименте

Таблица 2

№ расчета	1	2	3	4	5
№ запуска	1, 2	3, 4, 5	6, 7, 8	9	10, 11, 12
Высота, мм	125	259	250	175	166
Скорость входа, м/с	1.57	2.25	2.21	1.85	1.80
Угол, °	0	0	15	15	0

4. Результаты расчетов

В работе представлены наиболее характерные результаты расчетов и их сравнений с данными испытаний. В частности:

- сравнение осредненных по площади максимальных давлений на панелях модели Apollo натурных размеров при скорости $V_{\text{вх}} \sim 10.73$ м/с и $\alpha = 23^\circ$ (рис. 6);
- сравнение расчетных и экспериментальных значений максимальных перегрузок, действующих на модель Apollo натурных размеров при $V_{\text{вх}} \sim 10.73$ м/с и $\alpha = 23^\circ$ (рис. 7);
- сравнения изменения по времени скорости движения и координаты центра масс для модели ВА ПТК при угле входа 0° и скоростях входа $V_{\text{вх}} = 2.25$ м/с (рис. 8) и 1.57 м/с (рис. 9);
- сравнения изменения по времени продольных перегрузок n_x для модели ВА ПТК при угле входа 0° и скоростях входа $V_{\text{вх}} = 2.25$ м/с (рис. 10) и 1.57 м/с (рис. 11);
- сравнения изменения по времени расчетных значений давления в точках расположения датчиков с максимальными экспериментальными показаниями датчиков 1–5 (рис. 12) и датчика Б (рис. 13) при скорости входа 2.25 м/с и угле 0° .

На рисунках приведены избыточные, по сравнению с атмосферным, давления.

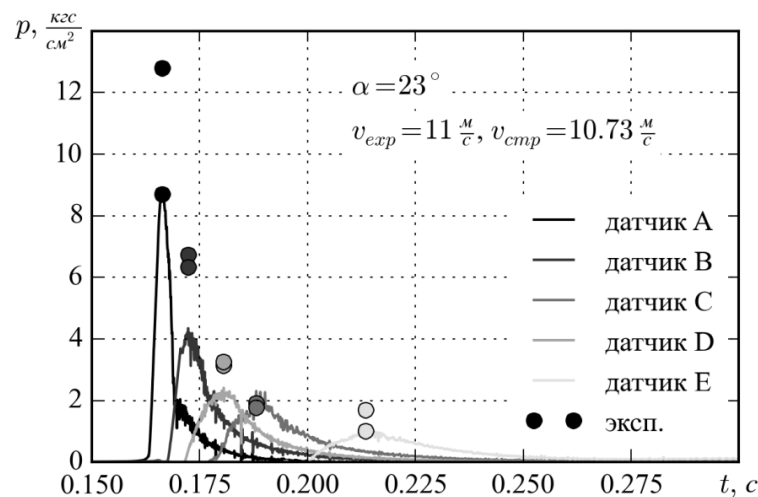


Рис. 6. Давление на панелях Apollo натурных размеров (скорость в расчете 10.73 м/с, в эксперименте 11 м/с)

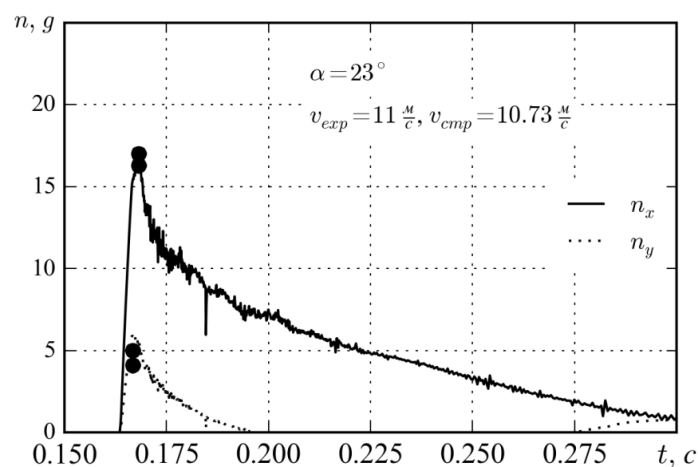


Рис. 7. Изменение по времени продольной (n_x) и поперечной (n_y) перегрузки, действующей на модель Apollo натурных размеров (скорость в расчете 10.73 м/с, скорость в эксперименте 11 м/с)

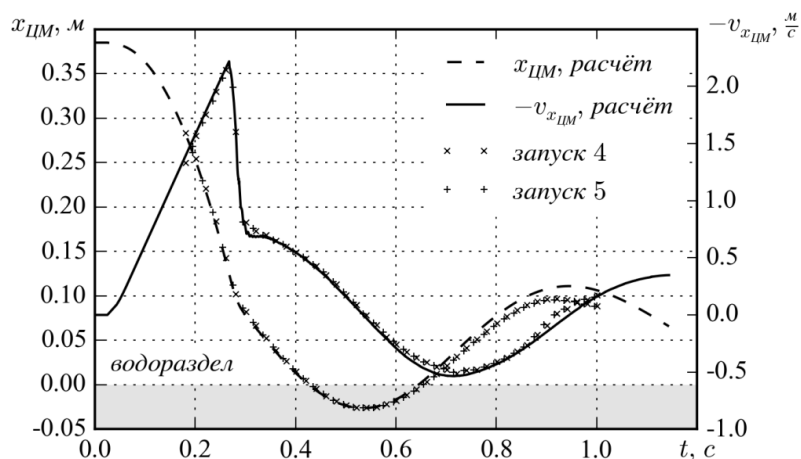


Рис. 8. Изменение по времени продольной координаты и продольной скорости центра масс модели возвращаемого аппарата пилотируемого транспортного корабля нового поколения в модельном расчете 2 и запусках 4, 5 ($H_{\text{цм}}^0 = 385$ мм)

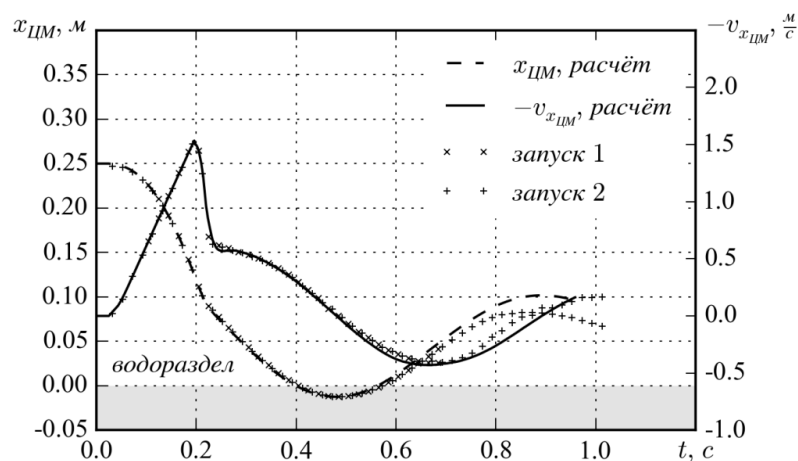


Рис. 9. Изменение по времени продольной координаты и продольной скорости центра масс модели возвращаемого аппарата пилотируемого транспортного корабля нового поколения в модельном расчете 1 и запусках 1, 2 ($H_{\text{цм}}^0 = 250$ мм)

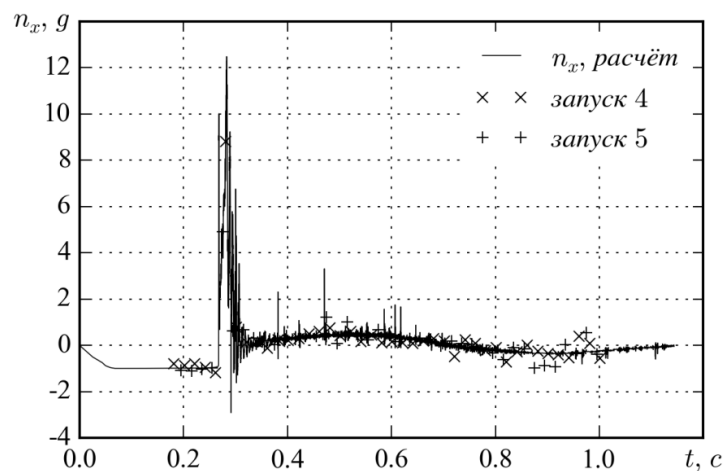


Рис. 10. Изменение по времени продольной перегрузки, действующей на модель возвращаемого аппарата пилотируемого транспортного корабля нового поколения, в модельном расчете 2 и запусках 4, 5

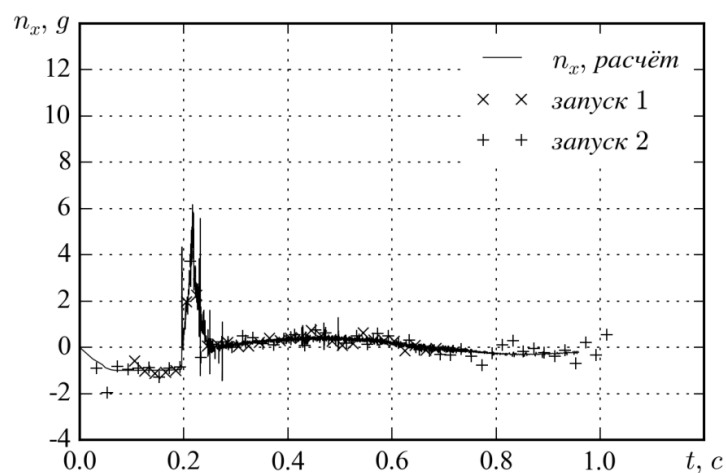


Рис. 11. Изменение по времени продольной перегрузки, действующей на модель возвращаемого аппарата пилотируемого транспортного корабля нового поколения, в модельном расчете 1 и запусках 1, 2

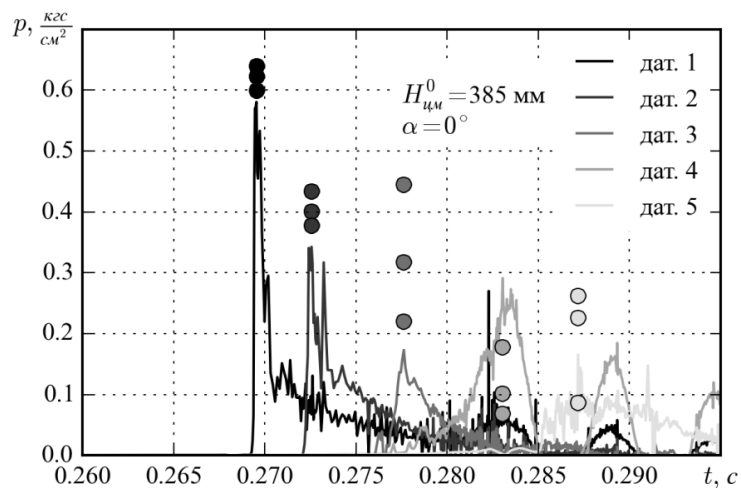


Рис. 12. Изменение по времени показаний датчиков 1–5 на модели возвращаемого аппарата пилотируемого транспортного корабля нового поколения в расчете 2

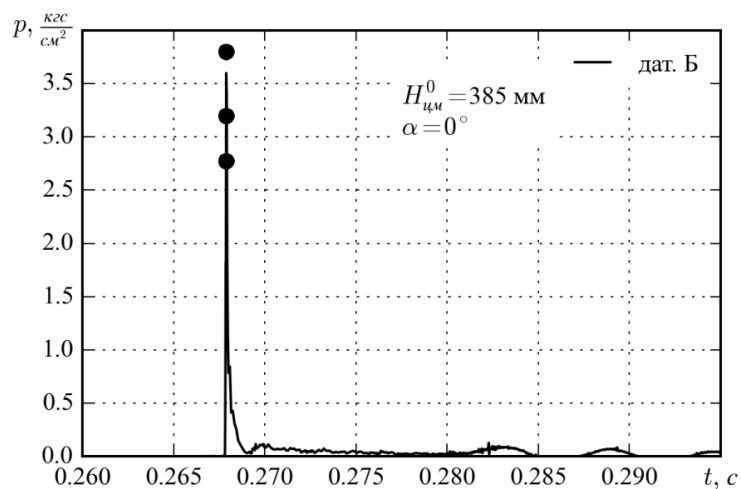


Рис. 13. Изменение по времени показаний датчика Б на модели возвращаемого аппарата пилотируемого транспортного корабля нового поколения в расчете 2

5. Заключение

Представленные на рисунках сравнения значений результатов расчетных и экспериментальных исследований приводнения моделей Apollo и ВА ПТК показывают удовлетворительные согласования данных по давлениям и параметрам движения, на основании чего можно сделать вывод о возможности и целесообразности использования ПК FlowVision для анализа процесса приводнения ВА ПТК.

Список литературы (References)

- Алабова Н. П., Брюханов Н. А., Дядькин А. А., Крылов А. Н., Симакова Т. В.* Роль компьютерного моделирования и физического эксперимента в исследованиях аэрогазодинамики ракетно-космических систем в процессе проектирования // Космическая техника и технологии. — 2014. — № 3 (6). — С. 14–21.
- Alabova N. P., Bryukhanov N. A., Dyadkin A. A., Krylov A. N., Simakova T. V.* Rol kompjuternogo modelirovanija i fizicheskogo eksperimenta v issledovanijah aerogazodinamiki raketno-kosmicheskikh sistem v protsesse proektirovanija [Role of computer simulation and physical experiment in investigations of space rocket system] // Kosmicheskaja tehnika i tehnologii [Space Engineering and Technology]. — 2014. — No. 3 (6). — P. 14–21 (in Russian).
- Burkhalter D., Patel M.* Crew module water landing simulation methods development for NASA // Altair Engineering Inc. — 2011.
- Stubbs S. M.* Dynamic model investigation of water pressures and accelerations encountered during landings of the Apollo spacecraft // NASA TN D-3980 — 1967.